

CARLOS ALBERTO DE LEMOS CORREIA

NAVEGAÇÃO AÉREA COM GPS

Dissertação apresentada como requisito parcial à obtenção do grau de Mestre, Curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas, da Universidade Federal do Paraná.

Orientador: Prof. Dr. Marcelo Carvalho dos Santos

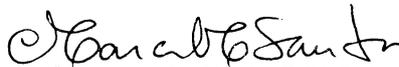
CURITIBA
1997

"NAVEGAÇÃO AÉREA COM GPS "

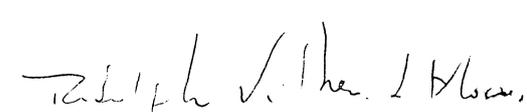
POR

CARLOS ALBERTO DE LEMOS CORREIA

Dissertação aprovada como requisito parcial do grau de Mestre no Curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas da Universidade Federal do Paraná, pela Comissão formada pelos professores:


Prof. Dr. MARCELO CARVALHO DOS SANTOS -
Orientador e Presidente


Prof. Dr. LUIZ DANILO DAMASCENO FERREIRA - Membro


Prof. Dr. RODOLPHO VILHENA DE MORAES - Membro

**Aos meus pais José Diogo Correia,
Francisca de Lemos
e minha filha Thamyres**

AGRADECIMENTOS

- O autor externa seus agradecimentos às seguintes pessoas e instituições:
- À CAPES, pela bolsa de estudo concedida no período de realização do Curso;
- Ao Prof. Dr. Marcelo Carvalho dos Santos, da UFPr, pelo apoio e orientação indispensáveis ao desenvolvimento desta dissertação;
- Aos membros da banca, Prof.^º Dr. Luís Danilo Damasceno Ferreira e Dr. Rodolpho Vilhena de Moraes, pela leitura e crítica feitas a esta dissertação.
- À Universidade Federal do Paraná, pelos recursos técnicos;
- À ESTEIO Aerolevantamentos S.A., pelo auxílio prestado no fornecimento dos dados;
- Aos colegas do Curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas, pelo incentivo e sugestões;
- À todos que direta ou indiretamente contribuíram para a realização deste trabalho.

SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS	ix
LISTA DE TABELAS	xii
LISTA DE ABREVIATURAS	xiii
RESUMO	xvi
ABSTRACT	xvii
RÉSUMÉ	xviii
1. INTRODUÇÃO	1
2. INSTRUMENTOS PARA A NAVEGAÇÃO	5
2.1 INSTRUMENTOS DA AERONAVE	6
2.1.1 Tubo de Pitot	6
2.1.2 Altímetro	7
2.1.3 Termômetro	8
2.1.4 Indicador de Subida/Descida	9
2.1.5 Velocímetro	10
2.1.6 Bússola Magnética	11
2.1.7 Bússola Giroscópica	12
2.1.8 Horizonte Artificial	13
2.1.9 Indicador de Curva e Inclinação	14
2.2 AJUDAS RÁDIO	16
2.2.1 Loran - C	16

2.2.2	OMEGA	18
2.2.3	VOR	19
2.2.3.1	RMI	23
2.2.4	DME	24
2.2.5	NDB	27
2.2.6	ILS	29
	2.2.6.1 Marcadores, Balizadores	31
	2.2.6.2 Auxílios Visuais	33
	2.2.6.3 Categorias de Aproximação de Precisão ICAO	33
2.2.7	MLS	34
3.	SISTEMA DE NAVEGAÇÃO INERCIAL E GPS	38
3.1	SISTEMA INERCIAL	39
3.2	SISTEMA GPS	43
3.3	NAVEGAÇÃO COM OS SISTEMAS INERCIAL E GPS	47
	3.3.1 Navegação Inercial	47
	3.3.2 Navegação com GPS	48
3.4	COMPARAÇÃO ENTRE O SISTEMA DE NAVEGAÇÃO GPS COM OUTROS SISTEMAS DE NAVEGAÇÃO	51
4.	NAVEGAÇÃO COM GPS	55
4.1	EQUIPAMENTO UTILIZADOS NA NAVEGAÇÃO	56
	4.1.1 Instrumentos e <i>Software</i>	56
	4.1.2 Características do Receptor TRIMBLE 4000SE	56
	4.1.3 Características das Antenas COMPACT L1/L2 E DOME L1	57
	4.1.4 Características do LAPTOP e do COMPUTADOR IBM PC 486	57

4.2	OBTENÇÃO DOS DADOS	58
4.3	METODOLOGIA DE OBSERVAÇÃO	59
4.3.1	Resolução da Ambigüidade	60
4.3.2	Detecção do Salto de Ciclo	61
4.4	PROCESSAMENTO DOS DADOS	62
4.4.1	Posicionamento RELATIVO	62
4.4.2	Posicionamento ABSOLUTO	63
4.4.3	Posicionamento da AERONAVE	63
4.5	ANÁLISE DOS RESULTADOS	66
4.5.1	Análise dos Gráficos das Diferenças entre os métodos de Posicionamento Relativo (L1/CA) e Absoluto com GPS	69
4.5.2	Análise dos Gráficos das Diferenças entre os métodos de Posicionamento Relativo (L1) e Absoluto com GPS	78
4.5.3	Análise dos Gráficos das Diferenças entre os métodos de Posicionamento Relativo (L1/CA) e o Relativo (L1) com GPS	87
4.5.4	Comparação entre as diferenças entre o Posicionamento Relativo (L1) e o Absoluto e as diferenças entre o Posicionamento Relativo (L1/CA) e Relativo (L1) com GPS	93
4.5.5	Comparação entre as diferenças entre o Posicionamento Relativo (L1/CA) e o Relativo (L1) e as diferenças entre o Posicionamento Relativo (L1/CA) e Absoluto com GPS	94
4.5.6	Análise dos Gráficos do Posicionamento Absoluto	95
4.5.7	Análise dos Gráficos do Posicionamento da Aeronave	104
4.5.8	Histogramas dos Desvios Transversal, Longitudinal e variação da Altura	110
4.6	RELAÇÃO CUSTO/BENEFÍCIO	112

5.	CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES	115
5.1	CONCLUSÕES	115
5.2	RECOMENDAÇÕES	116
	ANEXOS	117
	A -CROQUIS E RELATÓRIO DO MARCO “CAIXA D’ÁGUA TEFÉ”	118
	B - LISTA DE PROGRAMAS EM LINGUAGEM C	124
	C - CARTAS AERONÁUTICAS	134
	GLOSSÁRIO	139
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	144

LISTA DE FIGURAS

2.1	Tubo de Pitot	7
2.2	Bússola Magnética	12
2.3	Giro Direcional	13
2.4	Indicador de Curso (Rumo)	23
2.5	Indicador Rádio Magnético	24
2.6	DME acoplado ao Indicador Rádio Magnético	26
4.1	Trajectoria da Aeronave do Projeto de Aerolevamento, “URUCU-COARI”	55
4.2	Pontos Notáveis da Trajetória da Aeronave do Projeto de Aerolevamento, “URUCU-COARI”, Município de Tefé, Estado do Amazonas	68
4.3	GRÁFICO DE $\Delta H(m)$ <i>versus</i> TEMPO (s)(1a. Hora)	69
4.4	GRÁFICO DE $\Delta \Phi(m)$ <i>versus</i> TEMPO (s)(1a. Hora)	70
4.5	GRÁFICO DE $\Delta \lambda (m)$ <i>versus</i> TEMPO (s)(1a. Hora)	71
4.6	GRÁFICO DE $\Delta H(m)$ <i>versus</i> TEMPO (s) (2a. Hora)	72
4.7	GRÁFICO DE $\Delta \Phi(m)$ <i>versus</i> TEMPO (s)(2a. Hora)	73
4.8	GRÁFICO DE $\Delta \lambda (m)$ <i>versus</i> TEMPO (s) (2a. Hora)	74
4.9	GRÁFICO DE $\Delta H(m)$ <i>versus</i> TEMPO (s) (3a. Hora)	75
4.10	GRÁFICO DE $\Delta \Phi(m)$ <i>versus</i> TEMPO (s) (3a. Hora)	76
4.11	GRÁFICO DE $\Delta \lambda (m)$ <i>versus</i> TEMPO (s) (3a. Hora)	77
4.12	GRÁFICO DE $\Delta H(m)$ <i>versus</i> TEMPO (s) (1a. Hora)	78
4.13	GRÁFICO DE $\Delta \Phi(m)$ <i>versus</i> TEMPO (s) (1a. Hora)	79
4.14	GRÁFICO DE $\Delta \lambda (m)$ <i>versus</i> TEMPO (s) (1a. Hora)	80
4.15	GRÁFICO DE $\Delta H(m)$ <i>versus</i> TEMPO (s) (2a. Hora)	81
4.16	GRÁFICO DE $\Delta \Phi(m)$ <i>versus</i> TEMPO (s) (2a. Hora)	82

4.17	GRÁFICO DE $\Delta\lambda$ (m) <i>versus</i> TEMPO (s) (2a. Hora)	83
4.18	GRÁFICO DE ΔH (m) <i>versus</i> TEMPO (s) (3a. Hora)	84
4.19	GRÁFICO DE $\Delta\Phi$ (m) <i>versus</i> TEMPO (s) (3a. Hora)	85
4.20	GRÁFICO DE $\Delta\lambda$ (m) <i>versus</i> TEMPO (s) (3a. Hora)	86
4.21	GRÁFICO DE ΔH (m) <i>versus</i> TEMPO (s) (1a. Hora)	87
4.22	GRÁFICO DE $\Delta\Phi$ (m) <i>versus</i> TEMPO (s) (1a. Hora)	88
4.23	GRÁFICO DE $\Delta\lambda$ (m) <i>versus</i> TEMPO (s) (1a. Hora)	88
4.24	GRÁFICO DE ΔH (m) <i>versus</i> TEMPO (s) (2a. Hora)	89
4.25	GRÁFICO DE $\Delta\Phi$ (m) <i>versus</i> TEMPO (s) (2a. Hora)	90
4.26	GRÁFICO DE $\Delta\lambda$ (m) <i>versus</i> TEMPO (s) (2a. Hora)	90
4.27	GRÁFICO DE ΔH (m) <i>versus</i> TEMPO (s) (3a. Hora)	91
4.28	GRÁFICO DE $\Delta\Phi$ (m) <i>versus</i> TEMPO (s) (3a. Hora)	92
4.29	GRÁFICO DE $\Delta\lambda$ (m) <i>versus</i> TEMPO (s) (3a. Hora)	92
4.30	GRÁFICO DO TEMPO (s) <i>versus</i> GDOP (1a. Hora)	96
4.31	GRÁFICO DO GDOP <i>versus</i> TEMPO(s) (2a. Hora)	96
4.32	GRÁFICO DO GDOP <i>versus</i> TEMPO (s) (3a. Hora)	97
4.33	GRÁFICO DO σ_ϕ <i>versus</i> TEMPO (s) (1a. Hora)	97
4.34	GRÁFICO DO σ_ϕ <i>versus</i> TEMPO (s) (2a. Hora)	98
4.35	GRÁFICO DO σ_ϕ <i>versus</i> TEMPO (s) (3a. Hora)	98
4.36	GRÁFICO DO σ_λ <i>versus</i> TEMPO (s) (1a. Hora)	99
4.37	GRÁFICO DO σ_λ <i>versus</i> TEMPO (s) (2a. Hora)	99
4.38	GRÁFICO DO σ_λ <i>versus</i> TEMPO (s) (3a. Hora)	100
4.39	GRÁFICO DO σ_h <i>versus</i> TEMPO (s) (1a. Hora)	100
4.40	GRÁFICO DO σ_h <i>versus</i> TEMPO (s) (2a. Hora)	101

4.41	GRÁFICO DO σ_h <i>versus</i> TEMPO (s) (3a. Hora)	101
4.42	GRÁFICO DO # de Satélites <i>versus</i> TEMPO (s) (1a. Hora)	102
4.43	GRÁFICO DO # de Satélites <i>versus</i> TEMPO (s) (2a. Hora)	102
4.44	GRÁFICO DO # de Satélites <i>versus</i> TEMPO (s) (3a. Hora)	103
4.45	GRÁFICO DO POSICIONAMENTO DESVIO LONGITUDINAL (<i>ALONG-TRACK</i>) <i>versus</i> TEMPO (1a. Hora)	105
4.46	GRÁFICO DO POSICIONAMENTO DESVIO LONGITUDINAL (<i>ALONG-TRACK</i>) <i>versus</i> TEMPO (2a. Hora)	105
4.47	GRÁFICO DO POSICIONAMENTO DESVIO LONGITUDINAL (<i>ALONG-TRACK</i>) <i>versus</i> TEMPO(3a. Hora)	106
4.48	GRÁFICO DO POSICIONAMENTO DESVIO TRANSVERSAL (<i>CROSS-TRACK</i>) <i>versus</i> TEMPO (1a. Hora)	106
4.49	GRÁFICO DO POSICIONAMENTO DESVIO TRANSVERSAL (<i>CROSS-TRACK</i>) <i>versus</i> TEMPO (2a. Hora)	107
4.50	GRÁFICO DO POSICIONAMENTO DESVIO TRANSVERSAL (<i>CROSS-TRACK</i>) <i>versus</i> TEMPO (3a. Hora)	107
4.51	GRÁFICO DO POSICIONAMENTO Δh <i>versus</i> TEMPO (1a. Hora)	108
4.52	GRÁFICO DO POSICIONAMENTO Δh <i>versus</i> TEMPO (2a. Hora)	108
4.53	GRÁFICO DO POSICIONAMENTO Δh <i>versus</i> TEMPO (3a. Hora)	109
4.54	HISTOGRAMA DO DESVIO LONGITUDINAL (<i>ALONG-TRACK</i>) (m)	110
4.55	HISTOGRAMA DO DESVIO TRANSVERSAL (<i>CROSS-TRACK</i>) (m)	111
4.56	HISTOGRAMA DA DIFERENÇA DE ALTITUDE (ΔH) (m)	111

LISTA DE TABELAS

2.1	Características do Sistema Rádio Farol	28
2.2	Características do Sinal ILS	31
2.3	Faróis Marcadores para Aeronaves	32
2.4	Características do Sinal MLS	37
3.1	Características do Sistema Loran - C	53
3.2	Características do Sistema OMEGA	53
3.3	Características do Sinal VOR E VOR/DME	54
3.4	Características do Sinal GPS	54
4.1	Tabela da média e do desvio-padrão das diferenças entre o Posicionamento Relativo (L1/CA) e Relativo (L1).	67
4.2	Tabela da média e do desvio-padrão das diferenças entre o Posicionamento Relativo (L1) e Absoluto.	67
4.3	Tabela da média e do desvio-padrão das diferenças entre o Posicionamento Relativo (L1/CA) e Absoluto.	67
4.4	Tabela das médias e dos desvios-padrão dos desvios longitudinal (<i>Along-Track</i>), transversal (<i>Cross-Track</i>), da diferença de altitude da aeronave e da resultante das componentes no final do percurso.	67
4.5	Combustível e Custo Operacional	113
4.6	Desempenho das aeronaves	113
4.7	Rentabilidade da Frota	113

ABREVIATURAS

AA - ALTITUDE ABSOLUTA

AC - ALTITUDE CALIBRADA

AD - ALTITUDE DENSIDADE

ADF - EQUIPAMENTO DE PROCURA DE DIREÇÃO (*RADIO COMPASS*)

AI - ALTITUDE INDICADA

AIP - PUBLICAÇÕES DE INFORMAÇÕES AERONÁUTICAS (*AERONAUTICAL
INFORMATION PUBLICATION*)

ALS - SISTEMA DE LUZES DE APROXIMAÇÃO (*APPROACH LIGHTING SYSTEM*)

ARC - CARTA DE ÁREA TERMINAL

AV - ALTITUDE VERDADEIRA

CDI - INDICADOR DE DESVIO DE CURSO (*COURSE DEVIATION INDICATOR*)

DAC - DEPARTAMENTO DE AVIAÇÃO CIVIL

DEPV - DIRETORIA DE PROTEÇÃO AO VÔO

DME/P - EQUIPAMENTO MEDIDOR DE DISTÂNCIA COM PRECISÃO (*PRECISION
DISTANCE MEASURING EQUIPMENT*)

DR - NAVEGAÇÃO ESTIMADA (*DEAD RECKONING*)

DV/VV - DIREÇÃO DO VENTO/VELOCIDADE DO VENTO

ERC - CARTA DE ROTA (*EN ROUTE CHART*)

FAA - ADMINISTRAÇÃO FEDERAL DE AVIAÇÃO (*FEDERAL AVIATION
ADMINISTRATION*)

GPS - SISTEMA DE POSICIONAMENTO GLOBAL (*GLOBAL POSITIONING SYSTEM*)

GP - TRAJETÓRIA DE PLANEIO (*GLIDE PATH*)

GS - ÂNGULO DE PLANEIO (*GLIDE SLOPE*)

GSi - INDICADOR DE ÂNGULO DE PLANEIO (*GLIDE SLOPE INDICATOR*)

GDOP - DILUIÇÃO GEOMÉTRICA DA PRECISÃO (*GEOMETRIC DILUTION OF PRECISION*)

IAC - CARTAS DE APROXIMAÇÃO POR INSTRUMENTOS (*INSTRUMENT APPROACH CHART*)

IAL - CARTAS DE APROXIMAÇÃO E POUSO POR INSTRUMENTOS (*INSTRUMENT APPROACH AND LANDING CHART*)

IAT - TEMPERATURA DO AR INDICADA (*INDICATE AIR TEMPERATURE*)

ICAO - ORGANIZAÇÃO INTERNACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL (*INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION*)

IDC - CARTA DE SUBIDA POR INSTRUMENTOS (*DEPARTURE CHART INSTRUMENTS*)

IFR - REGRAS DE VÔO POR INSTRUMENTOS OU NAVEGAÇÃO POR INSTRUMENTOS (*INSTRUMENT FLIGHT RULES*)

ILS - SISTEMA DE POUSO POR INSTRUMENTOS (*INSTRUMENT LANDING SYSTEM*)

IN - MARCADOR INTERNO (*INNER MARKER*)

INS - SISTEMA DE NAVEGAÇÃO INERCIAL (*INERTIAL NAVIGATION SYSTEM*)

LF - BAIXA FREQUÊNCIA (*LOW FREQUENCY*)

MLS - SISTEMA DE POUSO POR MICROONDAS (*MICROWAVE LANDING SYSTEM*)

MM - MARCADOR MÉDIO (*MIDDLE MARKER*)

NM - MILHAS NÁUTICAS (*NAUTICAL MILES*)

NDB - RÁDIO FAROL NÃO DIRECIONAL (*NON-DIRECTIONAL BEACON*)

OM - MARCADOR EXTERNO (*OUTER MARKER*)

OTF - TÉCNICA PARA A RESOLUÇÃO DA AMBIGÜIDADE (*ON-THE-FLY*).

PAPIS - INDICADOR DA TRAJETÓRIA DE APROXIMAÇÃO (*PRECISION APPROACH*)

PATH INDICATOR SYSTEM)

PM - PROA MAGNÉTICA

PV - PROA VERDADEIRA

QDM - RUMO EM DIREÇÃO A ESTAÇÃO

QDR - RUMO EM DIREÇÃO OPOSTA A ESTAÇÃO

QSH - RECALADA

RM - RUMO MAGNÉTICO

RMI - INDICADOR RÁDIO MAGNÉTICO (*RADIO MAGNETIC INDICATOR*)

RNAV - ROTA DE NAVEGAÇÃO AÉREA

RV - RUMO VERDADEIRO

TAT - TEMPERATURA VERDADEIRA DO AR (*TRUE AIR TEMPERATURE*)

VASIS - INDICADOR DO ÂNGULO DE APROXIMAÇÃO VISUAL (*VISUAL APPROACH SLOPE INDICATOR*)

VA - VELOCIDADE NO AR

VFR - NAVEGAÇÃO POR CONTATO OU VISUAL (*VISUAL FLIGHT RULES*)

VOR - RÁDIO FAROL DE FREQUÊNCIA MUITO ALTA EM TODAS AS DIREÇÕES
(*VERY HIGH FREQUENCY (VHF) OMNIDIRECTIONAL RADIO RANGE*)

VS - VELOCIDADE NO SOLO

WPT - PONTOS DE PASSAGEM (*WAYPOINTS*)

WAVE - (*WEIGHTED AMBIGUITY AND VECTOR ESTIMATOR*)

WGS84 - SISTEMA GEODÉSICO GLOBAL DE REFERÊNCIA COM ORIGEM NO

CENTRO DA TERRA, O EIXO Z NA DIREÇÃO DO EIXO MÉDIO POLAR, OS EIXOS X E Y CONTIDOS NO PLANO DO EQUADOR E O EIXO X NA DIREÇÃO DO MERIDIANO MÉDIO DE GREENWICH (*WORLD GEODETIC SYSTEM*)

RESUMO

Esta dissertação versa sobre Navegação Aérea com GPS (*Global Positioning System*). Comparou-se o sistema GPS com os sistemas de navegação Loran - C, Omega e VOR/DME, a partir de informações extraídas do manual *Federal Radio Navigation Plan 1995*, em virtude do curto intervalo de tempo de existência dos sistemas convencionais, previsto para sua permanência em funcionamento. Foi verificado que o sistema GPS tem o melhor desempenho na navegação. Fez-se então as comparações: das diferenças entre o posicionamento relativo (L1) e o absoluto; das diferenças entre o posicionamento relativo (L1/CA) e relativo (L1); das diferenças entre o posicionamento relativo (L1/CA) e absoluto. Estas comparações foram feitas, a partir de dados reais, os quais foram coletados a partir de um projeto aerofotogramétrico, cedido pela ESTEIO. O posicionamento da aeronave através das diferenças entre o posicionamento relativo (L1/CA) e absoluto com GPS, foi feito. Foi verificado no posicionamento absoluto, um erro longitudinal de aproximadamente 30m, um erro transversal de aproximadamente 3m e um erro em altitude de aproximadamente 55m. Estes números permite-nos afirmar que a navegação aérea com GPS é mais vantajosa do que com os métodos clássicos.

ABSTRACT

This dissertation focuses on air navigation with GPS. The GPS system and the Loran - C, Omega and VOR/DME navigation systems were compared. In order to get informations about these systems the 1995 Federal Radio Navigation Plan was used. It is shown that the GPS has the best navigation performance. A set of comparisons were made: the difference between a relative (L1) and absolute positioning; the difference between a relative (L1/CA) and a relative (L1) positioning; and, the difference between a relative (L1/CA) and absolute positioning. These comparisons were made based on data collected from an aerial photogrametric project, with ESTEIO permission. It resulted in aircraft positioning by using the difference between a relative (L1/CA) and absolute GPS positioning. In absolute positioning it was found a longitudinal error of about 30 meters, a transversal error of about 3 meters and a altitude error of about 55 meters. This numbers permit to affirm, that aerial navigation by GPS rather than advantages the classics methods.

RÉSUMÉ

Cette dissertation sur la navigation aérienne avec GPS (Global Positioning System). On compare le système GPS, avec les systèmes de navigation Loran - C, Omega e VOR/DME, avec les informations extraites du manuel *1994 Federal Radionavigation Plan*, à cause du petit intervalle du temps d'existence des systèmes conventionnels, prévu pour sa permanence au travail. On a été vérifié que le système GPS une meilleure performance dans la navigation. On fait alors, les comparaisons: des différences entre la position relative (L1) et absolue; des différences entre la position relative (L1/CA) et relative (L1); des différences entre la position relative (L1/CA) et absolue. Ces comparaisons on été faites, sur les données réelles, lesquels on été collectées sur les données d'un travail aérophotogrammétric concédée pour l'entreprise d'aérolevé ESTEIO. La position de l'aéroplane sur les différences entre la position relative (L1/CA) et absolue avec GPS, a été fait. On a verifiée dans la position absolue, une erreur longitudinale approchée de 55 mètres, une erreur transversale approchée de 3 mètres et un erreur en altitude approché de 55 mètres. Ces nombres nous permettend d'affirmer que la navigation aérienne avec GPS est plus avantageuse que les méthodes classiques.

1 INTRODUÇÃO

Os fenícios e os gregos foram os primeiros povos a navegarem para distâncias longínquas da terra e navegarem à noite. Fizeram as primeiras cartas rústicas e usavam o *dead reckoning*¹ para se localizarem. Usavam observações ao Sol e à estrela Polar para se orientarem. Posteriormente, com a invenção do astrolábio e do sextante, foi possível navegar sabendo a localização exata da posição que se encontravam (Department of Defense and Department of Transportation, 1994).

A navegação é considerada como arte e ciência: arte pela habilidade do uso dos instrumentos de navegação e a interpretação dos dados; ciência por se ocupar com o desenvolvimento de instrumentos e métodos de navegação bem como os cálculos por eles envolvidos. Como os instrumentos e outras ajudas a navegação têm vindo a ser mais complicados, na proporção do seu desenvolvimento tem-se transferido a navegação prática para a navegação científica aplicando os princípios das ciências como: astronomia, cartografia, eletrônica, geodésia, matemática, meteorologia, oceanografia e física (Department of Defense and Department of Transportation, 1994).

A palavra navegação etimologicamente deriva de duas palavras do latim “navis”, quer dizer barco, navio e “agere”, que significa dirigir ou mover-se.

Por Navegação Aérea entende-se a atividade de determinar direções de fixos², estabelecer posições de fixos, medir distâncias e finalmente determinar o tempo necessário para

¹ Dead Reckoning - determinação da posição do móvel através da aplicação de informações de direção e velocidade do vento, a partir de um ponto conhecido, considerando o tempo gasto no percurso, a distância, a direção e velocidade em relação ao ponto conhecido.

² Fixos - é a posição geográfica da aeronave para um determinado tempo.

um determinado percurso. A navegação pode ser feita com ou sem o auxílio das ajudas rádio³, sendo: a) por Contato ou Visual, que é feita através de observação de pontos de referência conhecidos ou localizados na carta de navegação de fácil identificação tais como, estradas, rios, pontes, cidades, etc; b) Estimada ou *Dead Reckoning* (DR) na qual determina-se a posição de uma aeronave através da aplicação de informações de direção e velocidade do vento (Dv/Vv), a partir de um ponto conhecido, sendo os elementos mais importantes para a plotagem da posição, da aeronave o tempo gasto no percurso, a distância, a direção e velocidade, todos em relação ao ponto conhecido; c) Radiogoniometria, na qual se aplica o rádio goniômetro (um instrumento que fornece a orientação magnética da aeronave com relação a estação sintonizada, para a direção da estação QDM), seja NDB ou VOR (ver capítulo 2; d) Eletrônica, efetuada através de instrumentos eletrônicos, baseado na recepção de sinais de emissores espaciais, como satélites; e) Astronômica, na qual as posições são obtidas pela observação de corpos celestes através do sextante.

A navegação com Ajudas Rádio é feita com a dedução da posição a partir de informações, por meio de equipamento designado para esse fim a partir do solo. Na navegação sem Ajudas Rádio não se obtém essa informação de posição, utilizando-se do método básico que é a Navegação Estimada ou *Dead Reckoning* (DR).

Os sistemas de navegação podem ser alternativamente classificados como auto contidos ou referenciados à Terra. Os auto contidos não dependem de nenhuma transmissão de dados de estações emissoras instalados na Terra, sendo que o mau tempo não afeta a precisão do sistema.

A presente dissertação tem o objetivo de desenvolver um trabalho no contexto da navegação aérea, comparando sistemas de navegação classicamente utilizados na navegação aérea e resultados reais com o GPS, a definição de base teórica para outras investigações, envolvendo a navegação aérea. O GPS surgiu como um sistema de determinação de

³ Ajudas Rádio - equipamento de rádio utilizado para apoiar a navegação

coordenadas tridimensionais de alta precisão, com rapidez e baixo custo, contribuindo para maior economia, eficiência, segurança e pontualidade às atividades aeronáuticas. Uma descrição detalhada do GPS pode ser encontrado em livros texto (SEEBER, 1993; LEICK, 1994).

Inicialmente, fez-se necessário uma breve introdução de alguns instrumentos utilizados pela aeronave e de solo, empregados na navegação aérea, apresentados nos capítulos 1 e 2, devido ao pouco conhecimento da finalidade e princípio de funcionamento desses instrumentos por parte das pessoas ligadas ao ramo cartográfico para o qual o presente trabalho é dirigido.

No capítulo 3, fez-se a introdução de instrumentos da aeronave empregados na navegação avançada como o INS e o GPS, sendo este utilizado apenas como apoio aos demais sistemas devido a falta de homologação para uso como único instrumento de navegação, pela Organização Internacional de Aviação Civil, ICAO⁴ do inglês *International Civil Aviation Organization*. Fez-se a comparação do sistema GPS, com o sistema Loran-C, sistema Omega, VOR e VOR/DME.

No capítulo 4, procura-se mostrar o desenvolvimento e análise do trabalho. O processamento dos dados GPS obtidos de um projeto aerofotogramétrico realizado na região Amazônica pela empresa de Aerolevantamentos S/A ESTEIO, pelos vários *Softwares* comercial e científicos de domínio público, e outros em linguagem C elaborados para o efeito, bem como o estudo comparativo por meios estatísticos dos métodos de posicionamento relativo e absoluto, tendo-se trabalhado com as diferenças entre os posicionamentos, com vista a eleger o melhor tipo de posicionamento. O objetivo principal do trabalho foi atingido através dos resultados verificados na Tabela 4.4, em que se verificou um erro longitudinal de aproximadamente 30 m no percurso de 790 km.

⁴ ICAO - Organismo internacional filiado às Nações Unidas, que estabelece as regras internacionais para o Controle do Tráfego Aéreo.

Finalmente, o capítulo 5 contendo as conclusões e recomendações para futuros trabalhos.

O estudo realizado contribui para definir a base teórica para outras investigações, envolvendo a navegação aérea.

Uma das principais dificuldades encontradas na redação desta dissertação foram os jargões aeronáuticos a sua maioria em inglês, muitos dos quais não se pode traduzir ao pé da letra, perdendo em parte o seu significado, e o uso freqüente das abreviaturas de instrumentos, por exemplo NDB, sigla oriunda do inglês *Non Directional Beacon* e que significa rádio farol não direcional. Para minimizar a primeira dificuldade usou-se o termo em português mais próximo do jargão no idioma inglês, quando possível. O jargão é apresentado sempre na primeira vez que aparece ao longo da dissertação, por exemplo, “aproximação perdida”, adaptada do jargão em inglês *missing approach*. Para minimizar a segunda dificuldade, criou-se um Glossário com algumas expressões mais utilizadas, seus significados e uma lista de abreviaturas.

2 INSTRUMENTOS PARA A NAVEGAÇÃO

O presente capítulo tem o intuito de esclarecer a comunidade cartográfica a finalidade e o princípio de funcionamento de alguns instrumentos e Ajudas Rádio empregados na navegação aérea. Ao efetuar-se uma navegação, em primeiro de tudo faz-se um planejamento do que se pretende fazer, baseando-se no tipo de instrumentos que a aeronave possui, bem como os instrumentos de Ajudas Rádio existentes em terra na região que se pretende fazer a navegação. Os instrumentos básicos existentes em uma aeronave são: Tubo de Pitot, Altímetro, Termômetro, Indicador de Velocidade Vertical, Velocímetro, Macômetro, Bússola, Giro Direcional, Horizonte Artificial, Indicador de Curva e Inclinação.

As ajudas rádio servem de apoio à decolagem, a navegação em rota, à aproximação e pouso, e são: Loran - C, Omega, Rádio Farol de Frequência Muito Alta em todas as Direções (VOR), Equipamento Medidor de Distância (DME), Rádio Farol Não Direcional (NDB), Sistema de Pouso por Instrumentos (ILS), Sistema de Pouso por Micro-Ondas (MLS), Sistema de Navegação Inercial (INS) e Sistema de Posicionamento Global (GPS).

Descreve-se alguns instrumentos da aeronave e ajudas rádio, suas características, seu princípio de funcionamento, utilização, segurança, capacidade, vantagens e desvantagens.

2.1 INSTRUMENTOS DA AERONAVE

2.1.1 Tubo de Pitot

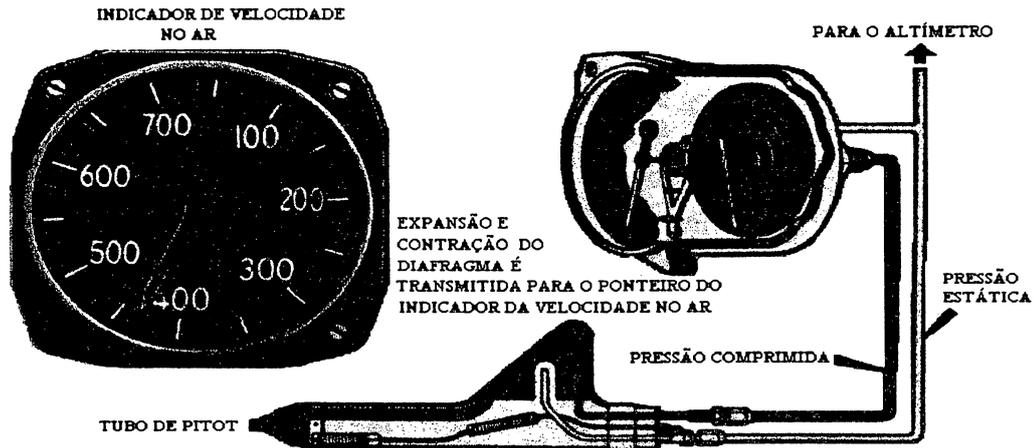
O Tubo de Pitot é um tubo destinado a captar as pressões estática e de impacto, que são levadas a alguns instrumentos, através de dois tubos denominados linhas de pressão. O tubo encontra-se instalado paralelamente ao eixo longitudinal da aeronave, em local onde a turbulência seja mínima. O furo existente na parte dianteira, é destinado a captar a pressão de impacto. A pressão estática é captada através de furos laterais, conforme mostra a Fig. 2.1.

O Tubo de Pitot possui um sistema de câmara de pressão, destinado à alimentar o Velocímetro, Altímetro e o Indicador de Subida/Descida (*Climb*), com a pressão dinâmica e a pressão estática necessárias para o funcionamento dos mesmos (MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA, [ca 1980], p.91).

No princípio de funcionamento da Câmara de Pressão Dinâmica do Tubo de Pitot, supõe-se um tubo cilíndrico, tendo uma de suas extremidades fechada, deslocando-se através de uma massa de ar, com a extremidade aberta voltada para o sentido do movimento. No interior cria-se uma pressão que aumentará com o aumento da velocidade de deslocamento do tubo, em relação à massa de ar (op. cit., [ca 1980], p.91).

A Câmara de Pressão Estática recebe a pressão estática através de orifícios ou fendas situadas na parte media do tubo, conforme mostra a Fig. 2.1 (op.cit., [ca 1980], p.91).

Fig. 2.1 - Tubo de Pitot



Fonte: (DEPARTMENT OF THE AIR FORCE AND NAVY 1983 p4-16)

2.1.2 Altímetro

O Altímetro é o instrumento destinado a medir a altitude da aeronave. Seu princípio de funcionamento é o de um barômetro aneróide. A cápsula aneróide dilata-se ou contrai-se por efeito da pressão a que é submetido.

Um dispositivo mede a pressão atmosférica. A pressão diminui com a altitude. O altímetro é um barômetro aneróide calibrado para leituras em pés ou metros. A caixa do instrumento é impermeável ao ar exceto por uma abertura que se comunica com o ar exterior, através do lado estático do Tubo de Pitot. A pressão no tubo estático ligado à caixa do instrumento é a pressão atmosférica do ar exterior. O diafragma está montado no interior do estojo, na parte do instrumento afetado por mudanças da pressão atmosférica. À medida que a pressão atmosférica diminui, o diafragma se expande sob a ação da pressão existente no seu interior, a qual, embora muito pequena, se faz sentir. Quando a pressão atmosférica aumenta, acontece o inverso e o diafragma se contrai. As mudanças na espessura do diafragma são aumentadas por um sistema de alavancas e engrenagens que atuam sobre os ponteiros no

mostrador do instrumento, conforme mostra a Fig. 2.1. Para se obter maior sensibilidade e precisão, são usados dois ou mais diafragmas conjugados, em lugar de apenas um. O instrumento dispõe ainda de um dispositivo, controlável por meio de um parafuso existente na sua parte anterior, que permite impor pressões desejáveis aos diafragmas, comprimindo-os ou expandindo-os mecanicamente. As pressões são levadas ao mostrador do instrumento, onde existe uma janela, sob a qual se desloca uma escala graduada em polegadas de mercúrio ou em milibares (MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA, [ca 1980], p.92).

O altímetro é calibrado de acordo com as variações de pressão e de temperatura, estabelecidas para uma atmosfera padrão.

2.1.3 Termômetro

É um instrumento destinado a medir a temperatura correta necessária para o cálculo da velocidade precisa no ar e a altitude. A temperatura, a velocidade no ar e a altitude, estão intimamente inter-relacionadas (DEPARTMENTS OF THE AIR FORCE AND NAVY, 1983, p4-14).

Na aviação, a temperatura é medida na Escala Centígrada ou Celsius ($^{\circ}\text{C}$). Como os termômetros das aeronaves estão geralmente calibrados em graus Celsius, às vezes é necessário converter a temperatura Centígrada em Fahrenheit ($^{\circ}\text{F}$) vice-versa, sendo utilizadas as seguintes fórmulas:

$$^{\circ}\text{F} = (1,8 * ^{\circ}\text{C}) + 32^{\circ}, \quad (2.1)$$

e

$$^{\circ}\text{C} = (^{\circ}\text{F} - 32^{\circ}) / 1,8, \quad (2.2)$$

sendo que eventuais erros de conversão de temperatura, são devidos a erros de leitura da escala. O valor obtido da leitura do ponteiro indicador é chamado de Temperatura do Ar

Indicada, (IAT, oriunda do inglês *Indicate Air Temperature*). A temperatura do ar indicada é corrigida por um fator de correção para produzir a Temperatura Verdadeira do Ar (TAT, do inglês *True Air Temperature*), obtida do manual de vôo da aeronave (op.cit.,[1983], p.4-14).

2.1.4 Indicador de Subida/Descida

O Indicador de Subida/Descida ou Indicador de Velocidade Vertical, *Climb*, é um instrumento que indica a razão de subida ou descida da aeronave. É um manômetro diferencial, sensível. Ele fornece diretamente a razão de variação da altitude da aeronave, ou seja, a sua velocidade vertical, em pés por minuto ou em metros por segundo, utilizando como fonte de medida, a diferença de pressão entre a parte interior da caixa do instrumento e a atmosfera. O instrumento é compensado para a altitude e temperatura, sendo as suas indicações tomadas diretamente e sem correções. É utilizado para: a) indicar quando a aeronave está subindo ou descendo; b) auxiliar a execução de uma curva de grande inclinação, mantendo a altitude da aeronave; c) estabelecer uma razão conveniente de subida ou de descida, quando em vôo por instrumentos (IFR) (MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA, [ca 1980], p.100).

O funcionamento geral do Indicador de Subida/Descida é resumido da seguinte forma. O diafragma tem uma pressão interna igual a atmosférica, pois comunica-se livremente com a linha estática do Tubo de Pitot, conforme mostra a Fig. 2.1. Com a pressão exercida nas paredes externas do diafragma não acontece o mesmo visto que a ligação entre a parte interna do estojo e a rede da pressão estática é feita através de um tubo capilar. Quando a pressão atmosférica varia, a pressão no interior do diafragma também varia, enquanto que no exterior do diafragma a pressão varia mais lentamente devido a restrição do tubo capilar: conseqüentemente ocorre a pressão diferencial em função da qual é medida a variação da altitude da aeronave. O equilíbrio entre as pressões interna e externa do diafragma, é

restabelecido somente alguns segundos após a aeronave ter retomado o vôo horizontal, voltando o ponteiro do indicador à posição zero (op. cit.,[ca 1980], p.101).

2.1.5 Velocímetro

O velocímetro é ligado às linhas de pressão estática e impacto do Tubo de Pitot. É composto de um diafragma, hermeticamente fechado, e de um mecanismo multiplicador de seus movimentos. Este conjunto está instalado em uma caixa vedada à prova de ar, com a linha de pressão dinâmica ligada ao interior do diafragma.

Os movimentos do diafragma são transmitidos pelo mecanismo multiplicador a um ponteiro, transformando a expansão linear do diafragma em movimento angular do ponteiro. Este se desloca em um mostrador circular, indicando a velocidade aerodinâmica da aeronave. O mostrador pode ser graduado em qualquer uma das unidades de medida de velocidade, por exemplo milhas terrestres por hora (nós (kt)), como mostra a Fig. 2.1 (MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA, [ca 1980], p.98).

Os velocímetros são calibrados para uma pressão padrão (1013.2 milibares) e para uma temperatura de 15^o C, definindo a atmosfera padrão. Para valores de pressão e temperatura diferentes dos acima citados, são necessárias correções, devido a expansão do diafragma do indicador que varia com a densidade do ar, tanto quanto com a velocidade da aeronave. A pressão e a temperatura do ar são os principais fatores que determinam a densidade do ar (op. cit., [ca 1980], p.99).

As finalidades específicas do Velocímetro são as seguintes: a) permite a determinação da velocidade da aeronave em relação ao solo; b) permite manter a velocidade da aeronave dentro dos limites de segurança da estrutura da mesma, durante os vôos acrobáticos ou em situações de emergência; c) permite manter as velocidades autorizadas por um órgão de

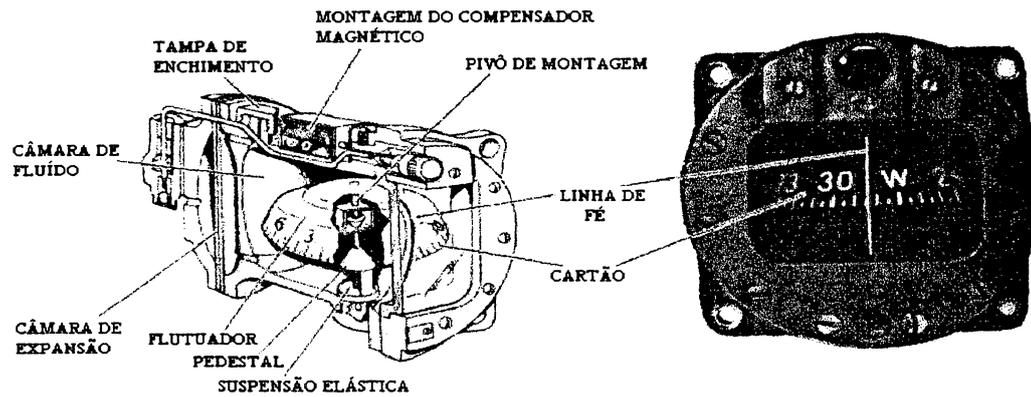
controle e as especificações em procedimentos de tráfego aéreo; d) facilita a regulação dos motores, de acordo com as velocidades que se deseja obter (op. cit., [ca 1980], p.100).

2.1.6 Bússola Magnética

A Bússola Magnética é o instrumento destinado a indicar a direção da aeronave com respeito ao Norte Magnético. Existem vários tipos sendo que, as mais utilizadas em aviões de pequeno porte e em baixas altitudes são as Bússolas Magnéticas, e as utilizadas em aviões de altas altitudes são as bússolas giroscópicas.

O princípio de funcionamento da Bússola Magnética é baseado no princípio da atração e repulsão que um ímã exerce sobre outro, ou seja, pólos de mesmo sinal se repelem, pólos de sinais contrários se atraem. Ao suspender-se uma barra magnética de modo que ela possa oscilar livremente no plano horizontal, observa-se que a barra ao entrar em repouso aponta sempre para uma direção definida. A bússola magnética é composta de um pequeno ímã em forma de agulha que gira livremente sobre um eixo, e de um limbo fixo graduado no qual constam indicados os pontos cardeais. Essa agulha gira de modo a indicar a direção Norte-Sul Magnética e, através desta, pode-se determinar as outras direções. As bússolas utilizadas nas aeronaves têm a agulha fixa e o limbo móvel, montado sobre um eixo dentro de uma câmara com querosene ou outro líquido similar para amortecer ou estabilizar as oscilações do limbo em vôo e auxiliar sua flutuação. Na parte de frente existe um vidro transparente com uma linha de referência (linha de fé), por onde se faz a leitura do limbo que é graduado de 1° em 1° , conforme mostra a Fig. 2.2 (MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA, [ca 1980], p.69).

Fig.. 2.2 - Bússola Magnética.



Fonte: (DEPARTMENTS OF THE AIR FORCE AND NAVY 1983 p 4-2)

2.1.7 Bússola Giroscópica

A Bússola Giroscópica, também conhecida como Giro Direcional, complementa a bússola magnética e fornece uma referência fixa, para manter a aeronave na direção do voo e permitir que ela faça curvas precisas sem glissar ou arrastar.

O uso da Bússola Magnética em aeronaves é limitada devido a influências de diferentes causas, tais como: a aceleração e desaceleração da aeronave, a componente vertical do campo magnético terrestre e da força centrífuga desenvolvida nas curvas.

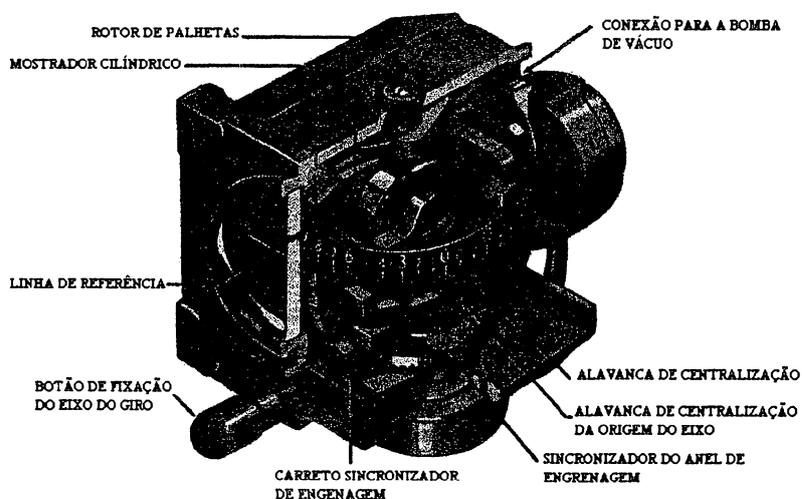
A Bússola Giroscópica utiliza o princípio da rigidez, sendo constituído por um giroscópio com 3 graus de liberdade, uma carta de azimutes e um dispositivo de ajustagem. A bússola tem um rotor que está montado numa junta universal com 3 graus de liberdade, formada pela armadura horizontal e pela armadura vertical, girando em volta de um eixo horizontal (MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA, [ca 1980], p.83).

A carta de azimute é observada através de uma abertura, situada à frente da caixa onde se encontra instalada a bússola. Tem um dispositivo de ajustagem (uma peça cuja extremidade

externa possui uma engrenagem de sincronização), que ao ser puxado libera o mecanismo de trava, deixando o giroscópio e a carta livres na horizontal, conforme mostra a Fig. 2.3.

No início o rotor do giro direcional é orientado pela bússola magnética sendo ajustado por intermédio do dispositivo de ajustagem, tendo como base a indicação da bússola magnética. Devido aos erros que os giroscópios estão sujeitos, o rotor desloca-se da posição inicial, sendo necessário, de quando em quando, durante o vôo reorientar o instrumento com base na informação da bússola magnética (op.cit., [ca 1980], p.84).

Fig.2.3 - Giro Direcional



Fonte: (DEPARTMENTS OF THE AIR FORCE AND NAVY 1983 p 4-8)

2.1.8 Horizonte Artificial

O horizonte natural é uma referência que o piloto procura instintivamente para conservar o senso de equilíbrio e, quando privado do mesmo, sua orientação no espaço torna-se imprecisa. O horizonte artificial proporciona, dentro da cabine da aeronave, uma referência artificial do horizonte natural. É utilizado com as seguintes finalidades: a) completar o sentido

de equilíbrio do piloto, permitindo manter a aeronave numa atitude correta durante o tempo de vôo por instrumentos; b) indicar a qualquer momento a posição da aeronave em relação ao horizonte natural, conseqüentemente, em relação à superfície da Terra; c) manter um ângulo correto de subida ou descida, quando as condições de visibilidade não são boas; d) medir a inclinação exata da aeronave, em relação ao horizonte, durante uma curva (MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA, [ca 1980], p.89).

O horizonte artificial apresenta em seu visor uma miniatura de avião e uma barra horizontal comandada por um giroscópio que mantém rigidez de posição em relação ao plano horizontal, como também uma seta de referência para indicar os graus de inclinação da aeronave. A miniatura do avião pode ser ajustada no plano vertical, para adaptá-lo ao nível da barra horizontal. O horizonte artificial determina a posição da aeronave em relação ao horizonte para ângulos laterais de até 90° , sendo porém limitados a ângulos de aproximadamente 60° para as subidas e descidas. O horizonte artificial tem um dispositivo de trava cuja finalidade é prender o giroscópio do instrumento a fim de evitar avarias durante as manobras que excedam os seus limites de funcionamento (op. cit., [ca 1980], p.89).

2.1.9 Indicador de Curva e Inclinação

O Indicador de Curva e Inclinação é uma combinação de dois instrumentos de vôo, acondicionados de modo a formarem um único elemento, facilitando a coordenação e a observação simultânea dessas duas importantes funções de vôo que são a curva com sua inclinação correspondente. O Indicador de Curva tem por finalidade indicar a velocidade angular de uma aeronave que se desloca segundo uma trajetória circular. O Indicador de Inclinação mostra se a curva está sendo bem executada, ou se a aeronave está glissando, isto é, se arrastando para fora da curva (MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA, [ca 1980], p.85).

Este indicador, consta de um mecanismo giroscópico que, utilizando o princípio da precessão, indica o movimento da aeronave em torno do seu eixo vertical (guinada). Pela deflexão do ponteiro, o indicador de curva indica a razão de curva executada. Quando a aeronave faz uma curva sobre o seu eixo vertical, uma força externa é aplicada ao plano de rotação do giroscópio. Esta força faz com que ele precesse ocasionando uma deflexão do ponteiro, proporcional a velocidade angular da curva (op.cit., [ca 1980], p.86).

O indicador de inclinação (inclinômetro) é um mecanismo pendular simples, que indica os movimentos da aeronave em torno do seu eixo longitudinal (rolamento). Consiste de um tubo de vidro recurvado, contendo uma pequena esfera escura (op. cit., [ca 1980], p.86).

O Inclinômetro mostra, pela posição que a esfera assume durante uma curva, se esta está sendo feita corretamente, face as forças que atuam na esfera serem as mesmas que atuam em uma aeronave em curva. Assim uma inclinação apropriada, resultante do equilíbrio das forças da gravidade e centrífuga, é indicada quando a esfera do indicador permanece no centro do vidro recurvado(op. cit., [ca 1980], p.86).

2.2 AJUDAS RÁDIO

2.2.1 Loran - C

O Loran - C foi desenvolvido para fornecer ao DOD⁵ uma radionavegação com capacidade de longo alcance e muito maior acurácia que o Loran-A, seu predecessor (DEPARTMENT OF DEFENSE AND DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 1994 pA-4). O Loran, derivado das palavras **L**ong **R**ange Navigation, é um sistema de navegação hiperbólico, de baixa frequência (LF, do inglês *Low Frequency*), operando na banda de frequência de 90 a 110 kHz, baseado na medição da diferença do tempo de chegada dos pulsos da frequência rádio (RF).

Fornece linhas de posição (LOP)⁶ na superfície da Terra. Os sinais Loran podem ser recebidos a distâncias superiores a 2800 milhas náuticas (\cong 5185 km). Utiliza ondas de rádio, de baixa frequência. Os sinais Loran são recebidos em quaisquer condições, exceto durante perturbações elétricas muito fortes, provocadas por tempestades (DEPARTMENTS OF THE AIR FORCE AND NAVY, 1983, p.18-11).

O Loran determina a distância pela medida de intervalo de tempo em microssegundos, entre a chegada do primeiro sinal e a chegada do segundo sinal de um par de transmissores sincronizados. Um dos dois transmissores que constitui o par é designado mestre e o outro de escravo. A linha que une os dois receptores é a linha base e a linha perpendicular a esta que passa pelo centro da linha base é a linha central, formada por um receptor mestre, e dois a quatro transmissores escravos ou secundários por estação (DEPARTMENTS OF THE AIR FORCE AND NAVY, 1983, p.18-12).

⁵ DOD - Departamento de Defesa Norte-Americano.

⁶ LOP line of position

Dentro da sua área de cobertura, geralmente indicada por publicações específicas o Loran - C fornece ao usuário, que se utiliza de um receptor adequado, uma acurácia predizível de 0,25 NM (2drms^7). A repetibilidade da posição obtida com o Loran-C está entre 18 e 90 metros, e depende da Diluição Geométrica da Precisão (GDOP, do inglês *Geometric Dilution of Precision*). A navegação através do Loran - C é feita pelo acompanhamento de sinais de onda terrestre. A navegação através de ondas ionosféricas pode também ser feita, com considerável perda na acurácia.

As correções preditas são publicadas periodicamente com os procedimentos de aproximação. A informação do estado do sinal é usada pelo pessoal de tráfego aéreo para decidir o seu emprego ou não. Os receptores Loran - C estão disponíveis a um custo relativamente baixo. Se forem modernos obtêm automaticamente a trajetória do sinal Loran, sendo útil para limitar a área de cobertura (op. cit., 1994, p.A-4).

A transmissão do equipamento Loran - C é muito segura e o seu sinal está disponível em mais de 99,9% dos casos, fornecendo 99,7% de disponibilidade para um grupo de três receptores. Estudos mostram que, contudo, a razão custo/benefício é insuficiente para justificar a expansão do Loran - C (DEPARTMENT OF DEFENSE AND DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 1994, p.A-4).

As estações Loran - C são constantemente monitoradas. A tolerância do sistema é de \pm 100 nanossegundos do valor de controle calibrado. A segurança de estações individuais, normalmente excedem 99,9%. Com a introdução do Sistema Automático de Cintilamento (*Automatic Blink System*), tornar-se-á automático o método para iniciar o cintilamento do sistema. Uma vez instalado, “cintila”, e dentro de 10 segundos ocorrerá a sincronização normal para a estação secundária e no caso da estação mestre tiver sincronização anormal, o sinal será descontinuado até que a situação seja corrigida ou até que todas as secundárias estejam cintilando (op.cit., 1994, p.A-4).

⁷ 2drms - 2 vezes a raiz quadrada do erro médio quadrático da distância

A velocidade de fixos disponível pelo Loran - C alcança de 10 a 20 fixos por minuto. bidimensional (op.cit., 1994 p.A-4). Espera-se que o Loran-C permaneça operacional até o ano 2000, a partir do qual sua existência dependerá da performance de outros sistemas, tais como o GPS (op.cit., 1994).

2.2.2 OMEGA

Sistema desenvolvido para navegação em rota sendo atualmente usado pela comunidade civil. Cada estação emite oito ondas eletromagnéticas contínuas (DEPARTMENT OF DEFENSE AND DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 1994, p A-10).

As estações transmitem sinais em quatro frequências, na seguinte ordem: 10,2 kHz, 11,33 kHz , 13,6 kHz e 11,05 kHz. Em adição a estas frequências, comuns, cada estação transmite uma frequência única para identificação (op.cit.,1994, p.A-10).

O Omega fornece a posição de fixos independentes a cada 10 segundos. Dá dois ou mais *LOP*'s para fornecer um fixo bi-dimensional. É ilimitado o número de receptores a serem usados simultaneamente.

Para obter um fixo preciso, o navegador necessita de sinais de três Omega. Este sistema fornece cobertura mundial independente de condições atmosféricas com oito estações mundialmente instaladas, que operam na frequência de 10-13kHz e utiliza o sinal da diferença de fase. Fornece acurácia de 2 a 4 NM com um nível de confiança de 95%.

O sistema Omega atualmente fornece cobertura para a maior parte da Terra. A acurácia na posição depende do tipo de equipamento usado bem como a hora do dia e a localização do usuário. Estações diferencial Omega operam no princípio de comparação do sinal Omega recebido com o sinal predito para o local, transmitindo o fator de correção baseado na diferença de observação. O fator de correção é geralmente transmitido pelo sistema de rádio

faróis existentes e pode fornecer uma acurácia na distância de 0,3 NM a 50 NM e de 1 NM para 500 NM. A recepção do sinal Omega diferencial necessita do uso do receptor diferencial. O alcance da transmissão do fator de correção varia com o alcance do rádio farol e é três vezes o alcance anunciado pelo Rádio Farol (op.cit.,1994, p.A-10).

O Omega usa o pulso inteiro da medida de fase para medir a diferença de tempo. Emite sinais em forma de onda senoidal que se repetem, baseando-se no comprimento de onda da frequência transmitida inicialmente. A onda repete a fase conectada a cada meio comprimento de onda que resulta numa linha com a mesma medida de fase (DEPARTMENTS OF THE AIR FORCE AND NAVY, 1983, p.18-13).

A disponibilidade do Omega é maior que 99% por ano para cada estação e 95% para três estações. A disponibilidade do sistema anualmente tem sido maior que 97% com o horário do tempo de manutenção incluído (op.cit., 1994, p.A-12).

2.2.3 V O R

O Rádio Farol de Frequência Muito Alta em Todas as Direções (VOR, do inglês *Very High Frequency (VHF) Omnidirectional Radio Range*), é um equipamento de terra utilizado em radiogoniometria como ajuda à navegação em rota, para a área terminal e pouso substituindo o NDB (ver seção 2.2.5). Opera na banda VHF, praticamente livre de interferência estática. Fornece um número infinito de rumos, chamados radiais (TAYLOR *et* PARMAR, 1974, p.256).

O VOR e o DME (ver seção 2.2.4) geralmente encontram-se conjugados, transmitindo o mesmo sinal de chamada em sincronismo, operando no princípio da frequência emparelhada. Os instrumentos estão conjugados se ambos estão na mesma posição ou: a) estão separados numa distância máxima de 100 pés, ($\cong 300\text{m}$) onde as facilidades são usadas para o propósito

em áreas de aproximação terminais, em procedimentos requerendo fixos de alta precisão, ou;

b) estão separados a uma distância máxima de 2000 pés (\cong 600 m) com os propósitos anteriores. Na navegação em rota, a distância e o rumo de ambos devem ser plotados na mesma posição.

O princípio de funcionamento do VOR é a medição do rumo pela comparação da fase entre dois sinais de rádio. Funciona do seguinte modo: os transmissores de terra transmitem para o receptor da aeronave dois sinais para fornecer a comparação entre eles; um é chamado sinal de referência, o outro variável de sinal direcional. O sinal de referência é uma onda portadora de onda omnidirecional transmitida na frequência entre 108 e 118 MHz. Sendo omnidirecional produz uma fase padrão constante para todas as direções, independente do rumo da aeronave da estação. A frequência é modulada para 30 Hz. A frequência demoduladora pode detectar estes sinais de 30 Hz que chegam ao receptor, sendo utilizados como referência para medir a diferença de fase com o sinal direcional (op.cit., [1974], p.256).

O equipamento de solo é constituído por: a) Transmissores e b) Unidade de Controle Remoto. Os transmissores são instalados de preferência em lugares altos e livres de qualquer obstáculo num raio de 300 metros, geralmente em morros, e a maior parte das vezes próximo à pista, visto que além de balizadores de aerovias servem também como auxílio básico de procedimento de aproximação. Consiste de dois transmissores, um está sempre em funcionamento e outro à espera (*standby*), para entrar em funcionamento. Quando um transmissor sai do ar por qualquer anormalidade, o outro entra automaticamente em funcionamento, acionado pelo monitor. O monitor encontra-se no próprio equipamento e é ele quem vigia o perfeito funcionamento dos transmissores VOR (FORÇA AÉREA BRASILEIRA, 1988, p.84). A unidade de controle remoto está localizada na Torre de Controle, permitindo ao controlador fazer a troca dos transmissores, em caso de manutenção ou mesmo, transmitir algumas mensagens pelo VOR, visto que o canal de voz está nesse equipamento (op.cit., 1988, p.87).

O equipamento aerotransportado para utilização do VOR consiste de uma antena especial, combinada para a frequência da banda, um receptor que será usado por ambos, VOR e ILS, (ver seção 2.2.6) e um indicador. O indicador consiste de três componentes básicos que devem ser todos instalados como uma unidade singular ou instalados individualmente e consiste de: a) Painel de Controle; b) Indicador de Rumo, apresentado esquematicamente conforme mostra a Fig. 2.4, descrito abaixo; c) Indicador Rádio Magnético, conforme mostra a Fig. 2.5.

O Painel de Controle do VOR tem (1) um interruptor de energia (2), janela de frequência, (3) controle de volume, (4) equipamento de auto-teste, e (5) controles seletivos de frequência. No Indicador de Rumo existe alguns tipos de indicadores que mostram a informação VOR. O indicador de curso tem oito características significantes: 1) Indicador “De-Para” *To-From*; 2) Trajetória de Planeio e Bandeiras de Aviso de Curso; 3) Janela seletora de Rumo; 4) Luz do “Farol Marcador” *Marker Beacon*; 5) Indicador do Glide Slope; 6) Ponteiro de Rumo; 7) Indicador de Desvio de Curso (CDI); 8) Botão de Ajuste da Rota (DEPARTMENTS OF AIR FORCE AND NAVY, 1983, p7-7).

O VOR opera nas frequências de bandas de 108 para 118 MHz como segue: Entre 108 MHz e 112 MHz, os VORs operam em números decimais pares, como 108.2, 110.6, 11.4 MHz, etc. Entre 112 MHz e 117,9 MHz, opera em ambos, decimais ímpares e pares, ex., 112.1, 112.2 MHz, e etc. (op.cit.,1974, p.262).

O alcance da distância d de qualquer VOR em NM, para uma dada altura da aeronave, é calculada da fórmula:

$$d \text{ em NM} = 1,20 \left(\sqrt{H_T} + \sqrt{H_R} \right), \quad (2.3)$$

Onde: H_T e H_R são, respectivamente, a altura do transmissor e a altura da aeronave em pés.

A natureza do terreno pode ser uma limitação do alcance do sinal recebido. As montanhas têm o efeito de distorção, dando rumos imperfeitos. Onde esse efeito se faz sentir o AIP (veja Abreviaturas), dá informações com detalhes.

O VOR é utilizado para dar: a) a indicação visual dá a trajetória magnética *TO* e *FROM* do farol; b) recalada (QSH)⁸ rumo no sentido para o farol ou no sentido inverso; c) a indicação de descida; d) a indicação de parada ou estacionamento da aeronave; e) linhas de posição QDM⁹, QDR¹⁰ (op.cit.,1974 p.203). Os VOR são monitorados com uma acurácia de 1° e o rumo de $\pm 2^\circ$ (op.cit.,1974, p.264).

As grandes vantagens do VOR são: a) a indicação visual fácil de se ver; b) fornecer números infinitos de caminhos; c) estar livre da estática e do efeito da noite; d) prever as distâncias antes de alcançar os faróis evitando a interferência dos mesmos; e) poder usar a associação com o ILS; f) estar emparelhado com o DME para determinar fixos; g) ter incorporado o dispositivo que avisa falha no equipamento; h) ter canais muito mais espaçados do que os NDB (op.cit.,1974, p.264).

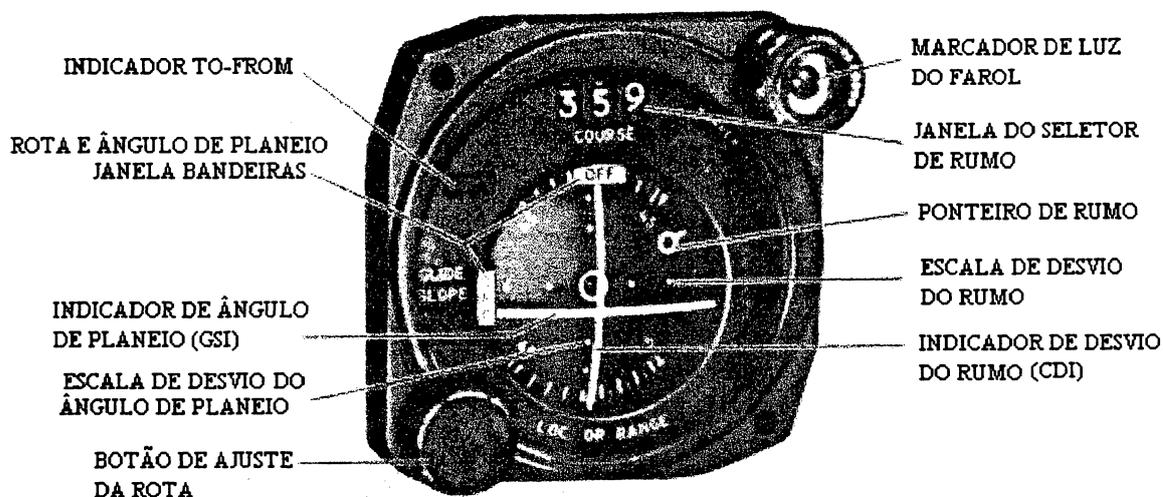
Tem as seguintes desvantagens: a) obtém somente a posição de linhas, a menos que a aeronave esteja por cima do farol ou da ajuda usada em associação com o DME; b) a precisão dos rumos é afetada pelo terreno irregular na vizinhança do transmissor, por exemplo montanhas; c) para cobertura total nas aerovias é necessário muitos faróis (op.cit.,1974, p.264).

⁸ Recalada (QSH) - quando a aeronave está sobre o cone de silêncio do rádio farol (ex:NDB).

⁹ QDM - rumo em direção a estação (o ponteiro do ADF oscila na direção Norte antes de chegar ao cone de silêncio.

¹⁰ QDR - rumo na direção oposta a estação (o ponteiro do ADF indica a direção de 180°).

Fig.. 2.4 - Indicador de Curso (Rumo)



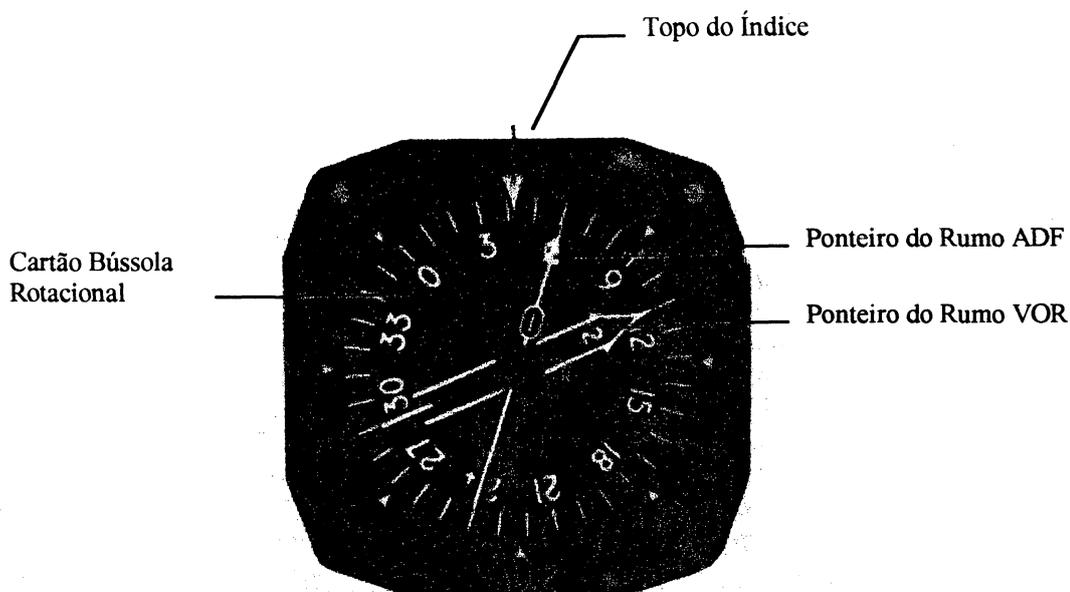
Fonte:(DEPARTMENTS OF THE AIR FORCE AND NAVY 1983 p7-8).

2.2.3.1 R M I

O Indicador Rádio Magnético (RMI, do inglês *Radio Magnetic Indicator*), é um indicador de rumo, geralmente com dois ponteiros e uma Rosa-dos-Ventos móvel, conforme mostra a Fig. 2.5. O RMI é um indicador que dá diretamente a distância QDM (TAYLOR *et* PARMAR,1974).

O RMI tem algumas vantagens como: a) lê diretamente QDM/QDR; b) usando dois faróis, os fixos podem ser obtidos instantaneamente; c) guia útil quando ligado inicialmente à radial para recalada no VOR; d) pode ser usado para recalada.

Fig.. 2.5 - “Indicador Rádio Magnético” *Radio Magnetic Indicator (RMI)*



Fonte:(DEPARTMENTS OF THE AIR FORCE AND NAVY 1983 p7-8).

2.2.4 DME

Com o aumento do tráfego aéreo, tornou-se necessário implantar um sistema de navegação aérea que permita ao piloto saber a posição geográfica da aeronave a qualquer instante com alto grau de precisão o que até então não era possível. Além de determinar a rota com precisão, o que pode ser feito com o VOR ou NDB é necessário saber com exatidão a distância a que se encontra de um fixo, para determinar sua posição num dado momento (FORÇA AÉREA BRASILEIRA, 1988, p.110).

O Equipamento Medidor de Distância (DME, do inglês *Distance Measuring Equipment*), tem o princípio de funcionamento baseado no tempo gasto para um sinal viajar de um dado ponto e retornar. Selecionando-se a frequência VOR o transmissor DME, transmite

automaticamente na frequência correta séries de pulsos pares codificados que são captados pelo receptor interrogado, e o transponder responderá por meio de pulsos codificados. A interrogação é feita numa frequência e a resposta em outra frequência. Entre os pulsos gerados na aeronave e os de resposta, há um tempo de espera de 50 microssegundos, tempo que o transponder usa para analisar o pulso de interrogação e enviar a resposta. A medida da distância entre a aeronave e a estação no solo é determinada pelo tempo decorrido entre a geração do pulso e a resposta subtraído o tempo de espera (op.cit., 1988, p.112).

O DME transmite periodicamente (intervalos de 35 segundos) sua identificação em Código Morse internacional, permitindo ao piloto identificar a estação sintonizada. Os caracteres do código são gerados em 1350 MHz e vêm intercalados com o VOR. A sintonia do DME é feita automaticamente quando se seleciona na frequência de um VOR ou localizador de ILS, pois o DME vem sempre acoplado a um instrumento, como mostra a Fig. 2.6.

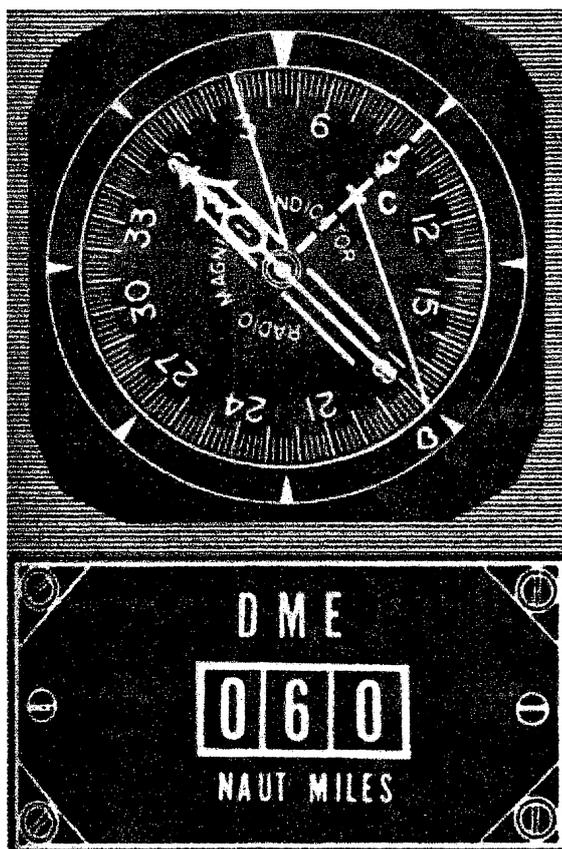
O DME opera na banda UHF de 1000 MHz. O DME da aeronave transmite em 1025 - 1150 MHz. Os canais estão separados em intervalos de 1 MHz nessas bandas (TAYLOR *et* PARMAR,1974, p.295).

DME é uma ajuda à navegação de curta distância. A distância máxima de 200 NM é obtida para a altura de 30.000 pés, comparando com o VOR - 200 NM de distância para altura de 20.000 pés. As distâncias obtidas são distâncias inclinadas, sendo calculada pelo teorema de Pitágoras.

Quando se está navegando pelo VOR, o DME tem as vantagens de permitir: a) reduzir a separação entre as aeronaves devidamente equipadas; b) estabelecer rotas em forma de arcos para a aeronave contornar uma área onde não se deseja que ela ingresse, evitar interferir no tráfego de aeródromo onde se encontra o equipamento DME ou se estiver estabelecido num procedimento de aproximação; c) além da aproximação por instrumentos baseado numa radial, ser usado para espera em qualquer posição do espaço aéreo, coberto pelo alcance do

equipamento, quando associado a outro auxílio-rádio, não interferindo no tráfego de aeródromo; d) usar nas rotas de navegação de área (RNAV) quando se deseja voar entre dois pontos que não estejam exatamente numa radial de VOR determinando pontos de passagem (WPT, do inglês *Waypoints*). A aeronave necessita estar equipada com um sistema computadorizado adequado (MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA, [ca 1980], p.74).

Fig. 2.6 - DME acoplado ao Indicador Rádio Magnético



Fonte: (DEPARTMENTS OF THE AIR FORCE AND NAVY 1983 p7-11)

2.2.5 N D B

O Rádio Farol Não Direcional, (NDB, do inglês *Non-Directional Beacon*), é uma estação rádio no solo que fornece rumo para a aeronave no solo ou no ar. Também é conhecido como Farol Não Direcional (ou *Rádio Beacon*).

As estações NDB transmitem verticalmente sinais polarizados na frequência média (MF) e em todas as direções da origem de transmissão, por isso são conhecidos como não direcionais. A aeronave tem um equipamento de rádio conhecido como *Rádio Compass*, ou ADF - Equipamento de Procura de Direção, que sintoniza a estação nas frequências e medidas de direção da entrada de ondas com referência à proa da aeronave (TAYLOR *et* PARMAR, 1974, p.243). O NDB oferece uma disponibilidade de 99%, segurança de 99%, capacidade não limitada e cobertura de volume de serviço máximo de 75NM, conforme Tabela 2.1.

Existem três tipos de NDB: a) NDB de Espera e Descida, que tem alcance curto, cujo propósito principal é servir uma posição e o seu alcance é da ordem de 10 NM. É identificado por duas letras (TAYLOR *et* PARMAR, 1974, p.246); b) Faróis de Ajuda à Navegação em Rota (do inglês *En Route Navigation Aid Beacons*), instalados ao longo das aerovias para marcar os pontos de reportagem e ajudas de navegação em rota. Os alcances são, geralmente entre 20 a 50 NM. O tipo de emissão é A2 e identificados por três letras (op.cit.,1974, p.247); c) Faróis de Longa Distância (do inglês *Long Range Beacons*) que emitem informações acima de 200 NM durante o dia e 70 NM à noite. A emissão é do tipo A1. com alcance de 200 NM. São identificados por duas letras e instalados próximo à costa marítima, servindo à navegação marítima ou aérea (op.cit.,1974, p.247).

Os principais fatores que afetam os alcances NDB são: a) Efeito Noturno, em que o alcance de um farol de longo alcance é de 200 NM durante o dia e 70 NM à noite; b) Efeito do Relevo, a energia absorvida pelo rádio quando viaja acima da superfície da terra, varia com diferentes tipos de superfície. Os alcances máximos são possíveis quando a propagação dos

sinais é feita sem interferência inteiramente acima do mar sendo que as distâncias mínimas são produzidas na superfície da terra em solo muito seco (op.cit.,1974, p.248); c) Efeito da Refração Costeira ou Efeito de Costa, as ondas de rádio viajam em diferentes velocidades acima de diferentes tipos de superfícies. Eleva-se rapidamente partindo da costa na direção do mar (op.cit.,1974, p.248); d) efeito de perturbação atmosférica (estática), este é o fator mais eficaz na redução dos alcances usados pelo NDB; e) Enfraquecimento (do inglês *Fading*), os sinais que chegam à antena receptora de bordo encontram-se em fases opostas, causando a anulação e a inoperância momentânea do instrumento de bordo da aeronave.

A frequência da banda distribuída para os NDB operam na faixa de 100 a 1750 kHz, sendo na baixa frequência (LF) de 30 a 300 kHz, na frequência média (LM) de 300 a 3000 kHz, servindo como auxílio à navegação em rota e áreas terminais. As emissoras de rádios comerciais (do inglês *Broadcastings*) operam na faixa de 660 a 1750 kHz, sendo utilizadas como auxílio à navegação em rota, como complemento de informação e não como referência básica.

TABELA 2.1 - Características do Sistema Rádio Farol

ACURÁCIA (2 Sigma)			DISPONIBILIDADE	COBERTURA	SEGURANÇA	VELOCIDADE FIXA	DIMENSÕES FIXAS	CAPACIDADE DO SISTEMA	POTENCIAL DE AMBIGUIDADE
PREDIZÍVEL	REPETÍVEL	RELATIVA							
Aero náutica ± 3 - 10 ⁰	N/A	N/A	99 %	Volume de Serviço Máximo 75 nm	99 %	Contínuo	Um LOP por farol	Não Limitado	Potencial alto para rumos recíprocos sem antena sensação

Fonte:(DEPARTMENT OF DEFENSE AND DEPARTMENT OF TRANSPORTATION 1995 pA-31)

2.2.6 ILS

O Sistema de Pouso por Instrumentos (ILS, do inglês *Instrument Landing System*) é um instrumento de aproximação e pouso de precisão, em que o piloto tem um instrumento simples à sua frente que indica sua posição relativa ao eixo da pista na aproximação, bem como a trajetória de planeio ou ângulo de descida, permitindo chegar acima da cabeceira da pista num aeródromo com baixas condições de teto e visibilidade sem o auxílio dos controladores em terra, fornecendo informações para orientação (TAYLOR *et* PARMAR, 1974, p.276).

O sistema de transmissão é constituído: a) Transmissor Localizador (do inglês *Localizer*); b) Transmissor de Trajetória de Ângulo de Planeio (do inglês *Glide Slope*); c) dois ou três Marcadores de Balizas Luminosos (do inglês *Marker Beacons*). Todos os transmissores estão permanentemente instalados no lado oposto à cabeceira da pista e servem somente para uma determinada pista (op.cit., 1974, p.276).

O transmissor Localizador (LOC) gera a linha central da pista e fornece a informação direcional para uma aeronave, em termos de desvio à esquerda/direita da agulha magnética. As antenas estão em linha com a linha central do prolongamento da pista, instalado aproximadamente a 1000 pés (300 m) do final superior da pista. Para a informação do rumo, transmite dois lóbulos de indicação com modulação diferente, um de cada lado da linha central da pista, na mesma frequência. A frequência ILS é dada pela Publicação de Informações Aeronáutica e pelas cartas de navegação. O lóbulo do lado direito da pista visto pelo piloto na aproximação é modulado por um sinal de 150 Hz e chamado de setor azul. O lóbulo do lado esquerdo é modulado pelo sinal de 90 Hz e o setor formado é chamado setor amarelo (op.cit., 1974, p.277).

Os setores azul e amarelo encontram-se marcados, no lado esquerdo e direito da pista respetivamente (op.cit., 1974, p.277).

O transmissor da Trajetória de Planeio (do inglês *Glide Slope*) é instalado lateralmente à cabeceira da pista entre 750 e 1250 pés da cabeceira da pista e é levantado no plano vertical em duas configurações semelhantes. O lóbulo superior tem modulação de 90 Hz e o inferior de 150 Hz. A linha ao longo da qual as duas modulações são iguais em profundidade, define a linha central da trajetória do ângulo de planeio que é de 3 graus da horizontal, conforme Tabela 2.2, mas pode ser ajustado para adaptar as condições particulares locais (TAYLOR *et* PARMAR, 1974, p.278). Fornece o caminho simples e preciso e a direção da posição vertical para o pouso da aeronave na frequência UHF (328,6 - 335,4 MHz).

Se a aeronave está abaixo da trajetória do ângulo de planeio, a agulha magnética horizontal se move para cima indicando que a aeronave deverá subir para readquirir a trajetória do ângulo de planeio. Esta indicação ocorrerá independente do rumo que é a aeronave está em QDM ou QDR. A aeronave que parte sobe ao longo da linha central obedecendo à agulha magnética, assim como, na aproximação a aeronave descera ao longo da linha central (op.cit., 1974, p.279).

Se a aeronave está acima da trajetória do ângulo de planeio a agulha magnética moverá para cima. A deflexão completa ocorre como segue: aeronave acima da trajetória do ângulo de planeio a $0,7^\circ$ de desvio causará o desvio total. Na 4ª indicação do sinal, um sinal representará aproximadamente $0,17^\circ$. Aeronave abaixo da trajetória do ângulo de planeio a $0,7^\circ$ de desvio causará o desvio total, um dos quatro sinais representam um desvio de aproximadamente $0,17^\circ$. Por esta razão, e também pelo fato de que um ILS na linha central poderá desviar, a lei diz que dois sinais dirigidos para cima indicação fora de 4 sinais ou $2 \frac{1}{2}$ sinais dirigidos para cima indicação fora de 5 sinais (que é metade da escala de desvio total) é para ser visto como o máximo desvio em segurança abaixo da trajetória do ângulo de planeio. Em nenhuma indicação para além disso, uma subida imediata deve ser estabelecida (op.cit., 1974, p.279). O ILS oferece uma disponibilidade de 100% na aproximação, uma segurança de 98,6% tendo a capacidade limitada na separação de aeronaves, quando necessário, conforme Tabela 2.2.

TABELA 2.2 - Características do Sinal ILS

ACURARIA PARA A ALTURA DE DECISÃO (Metros - 2 Sigma)			DISPONIBILIDADE	COBERTURA	SEGURANÇA	VELOCIDADE FIXA	DIMENSÕES FIXAS	CAPACIDADE DO SISTEMA	POTENCIAL DE AMBIGUIDADE
CATEGORIA	AZIMUTE	ELEVAÇÃO							
1	± 9.1	± 3.0							
2	± 4.6	± 1.4	Espera para a aproximação 100 %	Limite normal do centro do localizador ± 10° para fora 18nm e ± 35° fora para 10nm	98.6 % com indicação positiva quando o sistema está fora de tolerância	Continua	Rumo e desvio em graus.	Limitada somente para separação de aeronaves quando necessário.	Nada
3	± 4.1	± 0.4							

* Sinal disponível na cobertura do volume.

Fonte:(DEPARTMENT OF DEFENSE AND DEPARTMENT OF TRANSPORTATION 1995 pA-22)

2.2.6.1 Marcadores, Balizadores

Os faróis marcadores (*Marker Beacons VHF*), geralmente dois, às vezes três, instalados ao longo da extensão da linha central para dar a indicação da distância em relação à cabeceira da pista. São usados com o equipamento ILS para dar informações de distâncias e de pontos de referência. Habilitam o piloto a verificar sua altura assim que passe cada Farol Balizador (*Marker Beacon*) (tipo *FAN*) que são transmissores operando na frequência de 75 MHz. Quando opera conjuntamente com o ILS irradia um leque padrão para cima a altura de aproximadamente 3000 pés (900m), conforme Tabela 2.3. São identificados nas Cartas de Aproximação como Marcadores Externos (OM, do inglês *Outer Markers*) mais afastado da cabeceira da pista, como Marcador Médio (MM, do inglês *Middle Marker*) e Marcador Interno (IN, do inglês *Inner Marker*) (TAYLOR *et* PARMAR, 1974, p.279).

a) O Marcador Externo, transmite como identificação uma série contínua de traços à razão de dois por segundo, modulado em 400 Hz para ser audível, ou lampejos da luz azul da

lâmpada instalada no painel de instrumentos. Está normalmente colocado para permitir a intercepção da trajetória de planeio dentro da tolerância de mais ou menos 50 pés ($\cong 15$ m) da altitude prevista para o procedimento de descida encontrando-se entre 3,5 a 7 NM da cabeceira da pista conforme Tabela 2.3 (op.cit., 1974, p.279).

b) O próximo marcador na trajetória da aproximação é o (*Middle Marker*) que é identificado por uma série contínua de pontos e traços alternados em 1300 Hz para ser audível ou cintilar de luz âmbar no painel. Sua localização varia de acordo com as características do terreno e com o ângulo de planeio, aproximadamente 3 500 pés da cabeceira da pista, conforme Tabela 2.3 (op.cit., 1974, p.279).

c) O Marcador mais próximo da cabeceira da pista é o (*Inner Marker*) identificado por uma série de pontos ou o cintilar da luz branca no painel. Esta é a mesma luz que cintila o código do Marcador quando passa acima do leque do Marcador na aeronave. Localiza-se em aeródromos que operam com ILS categoria II ou III, entre 250 e 1000 pés da cabeceira da pista (op.cit., 1974, p.279).

As Cartas de Aproximação (IAC do inglês *Instrument Approach Chart*) ILS para aeródromos de interesse dão uma representação ilustrada do vôo ILS padrão e a altura mínima das aeronaves para vários marcadores (op.cit., 1974, p.280).

TABELA 2.3 - Faróis Marcadores para Aeronaves

DESIGNAÇÃO DO MARCADOR	DISTÂNCIA PARA A CABECEIRA DA PISTA	SINAL AUDÍVEL	COR SUAVE
EXTERNO	4 - 7 nm	Pancadas Contínuas (2/seg)	Azul
MEIO	3.250 - 3.750 pés	Contínuo Alternando Pancadas Pontuais	Âmbar
INTERNO	1.000 pés	Pontos Contínuos	Branca

Fonte:(DEPARTMENT OF DEFENSE AND DEPARTMENT OF TRANSPORTATION 1995 pA-23).

2.2.6.2 Auxílios Visuais

Os auxílios visuais fazem parte do sistema de pouso pelo ILS. Diversos auxílios visuais fornecem ao piloto ajuda visual para completar uma aproximação de “precisão” que são: VASIS, ALS, PAPIS, etc. O sistema de pouso ILS é chamado de “precisão” quando as indicações do Indicador do Ângulo de Planeio (GS) e do Localizador (LOC) estão operando normalmente (TAYLOR *et* PARMAR, 1974).

Rádio Farol de Localização Exterior e Intermediária, proporciona um meio de transição de um auxílio rádio para o ILS, instalam-se juntamente ou no lugar dos marker beacons. Operam entre 200 e 410 MHz e tem um alcance médio de 15 NM. Transmitem sinais contínuos de 1020 kHz e identificados por duas letras. Conhecidos por Rádio Farol de Localização Exterior (LO) quando instalados como Marcador Externo transmite as duas primeiras letras das três de identificação do localizador do ILS (op.cit., 1974).

2.2.6.3 Categorias de Aproximação e Pouso de Precisão ICAO

Segundo a ICAO (1985, Anexos 10) e (HUNDLEY,1993, p.162), a aproximação e pouso é classificado de acordo com a capacidade de desempenho das aeronaves nas três categorias seguintes:

Categoria I: Altura de decisão para descida é de 60 m (200 pés) com a visibilidade de mais do que 800 m (2600 pés).

Categoria II: Altura de decisão para descida entre 60 m e 30 m (200 pés e 100 pés) com visibilidade entre 800 m e 400 m (2600 pés e 1300 pés).

Categoria III A: Operação de descida ao longo da pista com o mínimo de visibilidade externa, durante a fase final de pouso, de 200 m (700 pés).

Categoria III B: Operação de descida ao longo da pista com visibilidade de 50 m (150 pés) que é suficiente somente para taxejamento visual.

Categoria III C: Operação de descida sem visibilidade externa.

2.2.7 M L S

O uso do Sistema de Pouso por Micro-Ondas, doravante referido pela sigla MLS oriunda do inglês *Microwave Landing System*, iniciou-se em 1992 somente para aeródromos de categoria I, usado na aviação civil e militar, estando planejado a instalação de 30 equipamentos nos aeródromos internacionais, com a intenção de substituir o ILS, na aproximação de precisão (*Precision Approach*), pouso (*Landing*) e aproximação com controle de terra (*Ground Controlled Approach*). Já foram desenvolvidos MLS para os aeródromos de categoria II e III (DEPARTMENT OF DEFENSE AND DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 1994, p.3-23).

O MLS fornece a orientação precisa de um alinhamento e o Ângulo de Planeio (GS) para uma aeronave aproximando-se da pista, em termos de azimute, elevação e distância. As condições lateral e vertical são mostradas no Indicador de Desvio de Curso (CDI, do inglês *Course Deviation Indicator*). As informações da distância são fornecidas pelo DME. Efetua as seguintes funções: 1) Azimute de Aproximação (*Approach Azimuth*), 2) Contra Azimute (*Back Azimuth*), 3) Elevação de Aproximação (*Approach Elevator*), 4) Distância (*Range*), 5) Comunicação de Dados (*Data Communications*) (ESCOLA VARIG DE AERONÁUTICA (ca.1990?, p.157).

O equipamento de solo consiste de: a) uma estação de azimute, que fornece o desempenho do azimute, dados de comunicação, transmite também dados de informação associados à operação de pouso do mesmo sistema, bem como dados de desempenho do

equipamento de solo; b) uma estação que fornece a elevação; c) um Equipamento Medidor de Distância com Precisão (DME/P, do inglês *Precision Distance Measuring Equipment*), fornece informação contínua da distância compatível ao DME, com precisão refinada, e um canal adicional capaz de executar estas funções. Sua configuração pode ser aumentada adicionando uma ou mais funções. O *Back Azimuth*, fornece a direção lateral para a aproximação perdida e decolagem; Transmissão de Dados Auxiliares (*Auxiliary Data Transmissions*) fornece informações adicionais como, posição precisa da aeronave, meteorologia, estado da pista e outras; larga guiagem proporcional (op.cit., p.157).

A identificação do MLS é feita por quatro letras designativas começadas por M. Sua transmissão é feita em código Morse, 6 vezes por minuto, pelo equipamento de solo do Azimute de Aproximação e do Contra Azimute (op.cit., p.158).

A estação Azimute de Aproximação transmite o ângulo MLS e dados dos 200 canais na banda de frequência de 5031 a 5039 MHz. O equipamento está normalmente localizado cerca de 1000 pés além do final da pista. A cobertura do azimute alcança: a) lateralmente, pelo menos 40° para cada lado da pista, b) em elevação, um ângulo de 15°, alcançando pelo menos 2 000 pés, c) em direção, pelo menos 20 NM (op.cit., p.158).

O transmissor Guiamento do Contra Azimute (*Back Azimuth Guidance*) é o mesmo do *Approach Azimuth* que opera na mesma frequência, mesma cobertura, com uma diferença de tempo na seqüência de transmissão; está localizado cerca de 1 000 pés em frente à cabeceira oposta da pista no sentido do pouso. Quando em serviço o transmissor pode ser selecionado de ambas as cabeceiras para a operação de *Approach Azimuth* para *Back Azimuth* e vice-versa, reduzindo assim os equipamentos necessários para o pouso. Faz a cobertura, lateralmente, de pelo menos 40 graus em ambos os lados da linha central da pista; em elevação, um ângulo de 15°; em distância, pelo menos 7 NM do final da pista (op.cit., p.159).

A Guiagem em Elevação (*Elevation Guidance*) transmite sinais na mesma frequência do *Azimuth*. Uma única frequência tem o mesmo tempo de emissão dividido entre a emissão de

ângulos e a transmissão de dados. O transmissor está localizado a 400 pés da lateral da pista entre a Cabeceira da Pista (*Threshold*) e a Zona de Pouso (*Touchdown Zone*), tem os mesmos sinais do Azimute na cobertura em elevação (op.cit., p.160).

As funções do MLS DME/P são as mesmas da navegação DME, mas, com técnicas diferentes. O respondedor Radio Farol (*Beacon*) opera na banda de frequência de 962 a 1105 MHz, respondendo ao interrogador da aeronave (op.cit., p.160).

Na comunicação de dados, as transmissões incluem Dados Básicos e Auxiliares. Os dados do MLS são transmitidos por setores de cobertura do Azimute de Aproximação e do Contra Azimute. No presente, todos os equipamentos MLS transmitem Dados Básicos. No futuro, transmitirão Dados Auxiliares (op.cit., p.160).

Os Componentes dos Dados Básicos são constituídos de: identificação da estação, localização exata das estações de Azimute, elevação do DME/P (para receptores MLS de funções processadas), nível de qualidade e desempenho dos equipamentos de solo, canal e estado do DME/P. Os Componentes dos Dados Auxiliares são: a localização do equipamento MLS em 3 dimensões, coordenadas dos Pontos de Espera, condições da pista e condições meteorológicas (op.cit., p.161).

O MLS tem a capacidade de realizar uma variedade de operações, nas diversas fases do vôo tais como: transições, aproximações, pousos, aproximações perdidas e decolagem. Por exemplo, aproximações e segmentos em curva, ângulos de descida selecionados, posição precisa tridimensional (3D) da aeronave no espaço e estabelecer limites para garantir uma margem de segurança sobre obstáculos na Área Terminal. O segmento de aproximação em curva, depende da capacidade particular do equipamento de bordo (op.cit., p.161).

O MLS fornece orientação precisa tridimensional nos pousos e decolagens, de $\pm 1,2$ pés para toda a Zona de Toque , precisão de distâncias do DME de ± 100 pés para o modo Precisão (*Precision*) e ± 1.600 pés para o modo Sem Precisão (*Non Precision*), sendo a precisão do azimute de ± 13.0 pés $\pm 4m$ para a aproximação da Cabeceira da Pista referente ao

datum, e na elevação de ± 2 pés ($\pm 0,6$ m) (OACI, 1982). A precisão de cobertura é assegurada dentro do volume da cobertura, sendo que na superfície baixa, pelo Feixe Luminoso (*Beam*). MLS atravessa a Cabeceira da Pista 8 pés acima da linha central da pista, com um grande volume de espaço aéreo, permitindo assim o serviço para múltiplas aeronaves, aproximadamente 110, através de múltiplas trajetórias de aproximação (DEPARTMENT OF DEFENSE AND DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 1994, p.A-26).

O MLS tem baixa susceptibilidade a interferências de condições meteorológicas e ao tráfego de solo nos aeródromos (ESCOLA VARIG DE AERONÁUTICA, [ca. 1990?], p.162).

O MLS está disponível e oferece segurança de 100%, tendo capacidade limitada na separação de aeronaves quando necessário, conforme Tabela 2.4.

TABELA 2.4 - Características do Sinal MLS

ACURÁCIA PARA A ALTURA DE DECISÃO (Metros - 2 Sigma)			DISPONIBILIDADE	COBERTURA	SEGURANÇA	VELOCIDADE FIXA	DIMENSÕES FIXAS	CAPACIDADE DO SISTEMA	POTENCIAL DE AMBIGÜIDADE
CATEGORIA	AZIMUTE	ELEVAÇÃO							
1	± 9.1	± 3.0		40° para fora da linha central da pista para 20 nm em ambas as direções*	Esperado para aproximação de 100 %	6.5 - 39 fixos/seg dependendo do funcionamento	Rumo e desvio em graus. Distância em nm.	Limitada somente para separação de aeronaves quando necessário.	Nada
2	± 4.6	± 1.4	Espera para a aproximação 100 %						
3	± 4.1	± 0.4							

* São previsões para 360° para além das 20 nm.

Fonte:(DEPARTMENT OF DEFENSE AND DEPARTMENT OF TRANSPORTATION 1995 pA-25)

3 SISTEMA DE NAVEGAÇÃO INERCIAL E GPS

Durante décadas foram feitas pesquisas e experiências para se conseguir um auxílio à navegação aérea que dispensasse qualquer referência externa.. Baseado na 2ª Lei de Newton, construíram-se dispositivos eletromecânicos que mediam as acelerações da aeronave em vôo, convertendo-as em velocidade sobre o solo e rota, chegou-se ao atual Sistema de Navegação Inercial (INS), que determina a velocidade da aeronave sobre o solo, sua rota, tempo de vôo, etc., sem utilizar fontes de informação procedentes do exterior da aeronave.

No início do desenvolvimento do sistema inercial, este era somente aplicado para uso militar. Foi liberado para uso civil depois que a *Federal Aviation Administration* (FAA) patrocinou uma demonstração do INS instalado em um DC 8 da Pan American, obtendo resultados excelentes, passou a equipar os Boeing 707 intercontinentais (FORÇA AÉREA BRASILEIRA, 1988, p.135).

É mais utilizado em vôos intercontinentais ou transpolares, não substituindo os instrumentos convencionais para os vôos em aerovias continentais balizadas por VOR, NDB, OMEGA, LORAN, etc.

Com o aparecimento do sistema GPS, permitiu-se fazer navegação e posicionamento de elevada precisão em coordenadas e velocidade em qualquer parte da Terra. Na seção 3.2, descreve-se a navegação com GPS, suas aplicações na aviação, limitações na aeronáutica, vantagens e desvantagens.

Na seção 3.4, faz-se a comparação entre o sistema GPS e os sistemas de navegação Loran-C, Omega, VOR e VOR/DME, com a finalidade de eleger o melhor sistema de navegação.

3.1 SISTEMA INERCIAL

O Sistema Inercial ou navegador inercial é o principal sistema de navegação, por duas razões: 1) não transmite nem recebe sinal externo, não é afetado por informações externas; 2) teoricamente não tem limitação na acurácia. Fornece informações precisas da velocidade, para todas as manobras, bem como o rumo e altitude precisas (DEPARTEMENTS OF THE AIR FORCE AND NAVY, 1994, p.19-3).

O princípio básico de funcionamento do navegador inercial é a medição da aceleração ou deslocamento, da velocidade no ar e a velocidade do vento. A medida do deslocamento é dada pelos acelerômetros. Existem quatro componentes básicos no navegador inercial que são: a) uma plataforma estável, orientada para manter os acelerômetros na horizontal com a Terra e fornecer a orientação em azimute; b) os acelerômetros, que encontram-se dispostos na plataforma; c) os integradores que recebem a saída do acelerômetro e fornecem a velocidade e a distância; d) o computador, que recebe os sinais dos integradores calculando a distância percorrida para a posição das coordenadas selecionadas.

Os acelerômetros são mantidos horizontalmente à Terra, por meio de uma plataforma giroestabilizadora. O sinal do acelerômetro (aceleração) é transmitido para o integrador que executa a integração dupla. A aceleração é integrada com relação ao tempo, resultando na velocidade, e esta é integrada com relação ao tempo, resultando na distância. É a base de qualquer sistema inercial (op.cit., 1994, p.19-3).

Sempre que o sistema inercial estiver estacionário num ponto da Terra, é necessário girar os acelerômetros para manter os níveis, porque a rotação angular da Terra é de 15 graus por hora. O movimento da plataforma estabilizadora necessita de correções para manter o nível dos acelerômetros.

O giroscópio que sob a ação da velocidade, não é secundário, não tem torque orientado no espaço, desloca-se com relação à superfície da Terra. Isto não é desejado para o navegador

inercial da aeronave, porque os acelerômetros não se mantêm perpendiculares à vertical do lugar. Para orientar a plataforma estabilizadora em relação a Terra, usa-se o controle da precessão aparente de um giroscópio, chamado “*Torquing*” considerado como precessão mecanizada ou induzida. O torque contínuo, aplicado ao eixo por elementos electromagnéticos, reorienta a roda do giroscópio mantendo o nível da plataforma estável, com relação à Terra, e mantendo-a apontada para o Norte. O computador determina o torque a ser aplicado ao giroscópio através de um “*loop*” que é sintonizado usando o princípio do pêndulo de Schuller (DEPARTMENTS OF THE AIR FORCE AND NAVY, 1994, p.19-5).

Segundo DEPARTMENTS OF THE AIR FORCE AND NAVY, (1994, p.19-5) “Dr. Maxmillian Schuller, em 1923 mostrou que um pêndulo, com um período de aproximadamente 84 minutos, elimina erros aleatórios na aceleração. O princípio fundamental do teorema dos 84 minutos é que se o pêndulo tem um raio igual ao da Terra, a gravidade não teria efeito no peso porque o centro de massa seria o centro de gravidade da Terra. Se o pêndulo tiver um período de 84 minutos, indicaria a vertical do local independente da aceleração do veículo. O fenômeno do pêndulo de Schuller evita a acumulação de erros causados pela medida da gravidade, embora não compense os erros resultantes do azimute, da precessão do giroscópio. A amplitude do ciclo de Schuller depende acima de tudo da acurácia do sistema”.

A correção da velocidade da aeronave em relação à Terra depende da posição da aeronave, da correção a ser aplicada ao redor do eixo vertical e da velocidade da aeronave. A plataforma estável deve estar nivelada com respeito a vertical do local e o azimute alinhado com respeito ao Norte Verdadeiro. O nivelamento preciso da plataforma estável é realizado, antes de iniciar o vôo, pelos acelerômetros que medem a aceleração no plano horizontal. O elemento estável é deslocado até que a saída dos acelerômetros seja zero, indicando que não existem medições de alguma componente da gravidade e que a plataforma está nivelada (op.cit., 1983, p 19-7).

Alguns sistemas inerciais, além do princípio básico, usam o princípio do desvio angular, no qual o giroscópio necessita de ser orientado para o Norte Verdadeiro. O sistema inercial com o princípio do desvio angular, tem a vantagem de ser capaz de operar nas regiões polares. A Terra não é uma esfera perfeita mas um esferóide, cujo diâmetro do equador é de 27 NM maior do que o diâmetro polar. O INS mantém uma referência vertical local contínua e mede continuamente a distância viajada (percorrida) acima do esferóide de referência.

Os eixos do sistema inercial são arbitrariamente designados X, Y e Z, e correspondem, respectivamente, ao Leste, Norte e vertical do lugar e são positivas. O ângulo de atitude e velocidade de rotação estão à volta dos eixos X, Y e Z. A vertical do lugar é estabelecida pela plataforma estável. Esta é a referência fundamental de direção. Para completar o alinhamento da plataforma, o Norte, eixo (Y) deve ser conhecido, pelo Giroscópio Bússola. Em seguida, alinha-se o rumo da plataforma, rodando a plataforma ao redor do eixo vertical (Z) através de um ângulo igual ao Rumo Magnético, mais a variação angular local. O Giroscópio Bússola estabelece o alinhamento para o eixo de rotação da Terra ou Pólo Norte verdadeiro. O INS faz o alinhamento dentro de uma acurácia de 10 minutos de arco. Depois da plataforma alinhada, esta permanece sempre apontando para o Norte Verdadeiro, mantendo a vertical do lugar não levando em conta as manobras da aeronave. A velocidade em relação ao solo (VS), é indicada em saída digital. Os ângulos entre a atitude da aeronave e a atitude da plataforma de referência são medidas continuamente, podendo a aeronave guinar, rolar, e arfar. O rumo verdadeiro é medido como o ângulo horizontal entre o eixo longitudinal da aeronave e a plataforma orientada para o Norte (op.cit., 1994, p19-9).

O êxito do sistema inercial, depende da acurácia absoluta na medição da aceleração horizontal. Uma ligeira inclinação introduzirá uma componente à gravidade da Terra e será medida uma aceleração incorreta.

Segundo FORÇA AÉREA BRASILEIRA (1988, p.143), o INS tem as seguintes funções: a) controla o alinhamento e orientação da plataforma; b) testa os circuitos do sistema,

detecta falhas eletromecânicas e discrepância nos cálculos de navegação; c) interpreta os sinais dos acelerômetros, calcula a velocidade em relação ao solo e a trajetória da aeronave; d) mostra os resultados dos cálculos de navegação como, velocidade em relação ao solo, distância que falta para o destino, tempo de voo para o destino em função da velocidade atual; e) mostra a rota verdadeira da aeronave; f) mostra o ângulo de deriva; g) mostra a posição atual em coordenadas geográficas (latitude e longitude); h) mostra a distância em milhas náuticas que a aeronave se encontra afastada, perpendicularmente ao rumo traçado; i) fornece sinais para o piloto automático, possibilitando a aeronave voar automaticamente na rota desejada, independente do vento.

O sistema possui as seguintes vantagens: a) indicação da posição e velocidade são instantâneas e contínuas; b) não necessita de estações terrestres para fornecer informações ao sistema inercial; c) a navegação é obtida para todas as latitudes, em condições adversas. d) e a informação de navegação não dependente das manobras da aeronave (TAYLOR *et* PARMAR, 1974, p.339).

As desvantagens deste sistema são: a) as informações da posição e velocidade degradam com o tempo; b) o equipamento é caro e de difícil serviço de manutenção (op. cit., 1974, p.339).

3.2 SISTEMA G P S

O GPS é um sistema de radionavegação, originalmente desenvolvido para apoiar as forças militares, cujo benefício para a comunidade civil se faz sentir num grande número variado de aplicações.

O GPS tem três grandes segmentos: espacial, controle e usuário. O Segmento Espacial GPS é composto de 24 satélites em 6 órbitas. Os satélites operam em órbitas circulares de 10.900 NM (\cong 20.200 Km) com um ângulo de inclinação de 55° e com um período orbital de 12 horas. O espaçamento dos satélites em órbita permite que um mínimo de 4 satélites sejam sintonizados pelos usuários em qualquer parte da Terra.

O Segmento de Controle GPS é composto por cinco estações monitoras e três antenas na terra. A informação da estação monitora é processada pela Estação de Controle Principal (MCS, do inglês *Master Controle Station*) determinando dentre outras o estado do relógio, das órbitas do satélite e saída de mensagem de navegação para cada satélite.

O Segmento de Usuários consiste de uma antena e um receptor processador que obtém e calcula soluções à navegação fornecendo o posicionamento e velocidade e sincronização precisa do tempo para o usuário.

O GPS fornece dois tipos de serviços, para a determinação da posição de usuários capacitado em toda a Terra: Serviço do Posicionamento Padrão (SPS do inglês *Standard Positioning Service*) e o Serviço de Posicionamento Preciso (PPS do inglês *Precise Positioning Service*): a) O Serviço de Posicionamento Padrão é o padrão especificado para a acurácia no posicionamento e sincronização disponível, sem restrições para qualquer usuário.

A acurácia é estabelecida pelo DOD e DOT, baseada nos interesses de segurança dos Estados Unidos, fornecendo posicionamento horizontal predizível de 100 m com um nível de confiança de 95% (2drms), e no posicionamento vertical, de 156 m com um nível de confiança de 95% (2drms); b) O Serviço de Posicionamento Preciso, é o posicionamento direto de maior

acurácia, velocidade e informação disponível continuamente, em toda a Terra. Está limitado a usuários especialmente autorizados pelos Estados Unidos; o código P, capacitado ao equipamento de uso militar, fornece uma acurácia no posicionamento predito de menos de 22 m com um nível de confiança de 95% horizontalmente e 27,7 m verticalmente, com um nível de confiança de 95% (op.cit., 1994, p.A-34).

Da frequência fundamental 10,23 MHz são derivadas duas frequências portadoras na banda L, e dois códigos. A frequência L1, transmitida em 1 575,42 MHz e comprimento de onda de 19,05 cm, a frequência L2, transmitida em 1 227,60 MHz e comprimento de onda de 24,45 cm. O código C/A é transmitido em 1 MHz e comprimento de onda de 293,1 m, e o código P é transmitido em 10,23 MHz com comprimento de onda de 29 m. Cada satélite transmite sinais em ambas as frequências contendo os códigos e os dados do sistema (mensagem) de navegação (SEEBER, 1993, p.213; LEICK, 1994).

O usuário civil tem acesso ao sistema através do uso do código C/A enquanto que o código P¹ superimposto nas portadoras L1 e L2, está reservado as necessidades do Serviço de Posicionamento Preciso. O receptor GPS basicamente fornece dois tipos de observações: observações da pseudo distância e observações da fase de batimento da portadora. A observação da pseudo distância corresponde a diferença entre o tempo de transmissão (na escala de tempo t do satélite) e o tempo de chegada (na escala de tempo T do receptor), multiplicada pela velocidade da luz (WELLS, 1986). É dada pela expressão:

$$p = \rho + c(dt - dT) + d_{ion} + d_{trop} + \varepsilon_p \quad (3.1)$$

onde : p - pseudo distância

$\rho = \|\underline{r} - \underline{R}\|$ - é a distância geométrica entre o receptor e o satélite

\underline{r} - vetor posição do satélite

C/A - do inglês *Clear/Aquisition*

¹ código P - o código P tem sido substituído por um código secreto Y, dentro de uma política restrita do Departamento de Defesa Norte Americano.

\underline{R} - vetor posição do receptor

c - velocidade da luz no vácuo

dt - erro devido ao não sincronismo do relógio do satélite com o Tempo GPS.

dT - erro devido ao não sincronismo do relógio do receptor com o Tempo GPS.

d_{ion} - atraso na propagação do sinal provocado pela refração ionosférica.

d_{trop} - atraso na propagação do sinal provocado pela refração refração troposférica

ε_p - ruído.

A fase de batimento da portadora, corresponde a diferença de fase entre o sinal de referência gerado pelo oscilador do receptor e o sinal por este recebido, transmitido pelo satélite (WELLS,1986). Existe desvantagens envolvendo o problema da ambigüidade. A fase de batimento da portadora é dada pela expressão:

$$\Phi = \rho + c(dt - dT) - d_{ion} + d_{trop} + \varepsilon_{\phi} + \lambda N \quad (3.2)$$

onde: Φ - observação da fase da portadora em metros

ε_{ϕ} - ruído

$\lambda = \frac{c}{f}$ - comprimento de onda da portadora

f - frequência em ciclos por segundo

N - ambigüidade

e $\rho, c, dt, dT, d_{ion}, d_{trop}$, como dito anteriormente.

Os dados de navegação contidos no sinal são compostos dos dados do relógio do satélite e efemérides para o satélite, dados de almanaque da constelação GPS, informação da diferença entre o tempo UTC e o tempo GPS, e os parâmetros de correção na demora da propagação ionosférica para usuários da frequência simples dentre outros. A mensagem de

navegação é repetida a cada 12,5 minutos. Os dados das efemérides e do relógio do satélite são repetidos a cada 30 segundos pelo satélite de transmissão.

As medições são utilizadas para a determinação de tempo, posição tridimensional do usuário com respeito ao Sistema Geodésico Mundial 1984 (WGS84² do inglês *World Geodetic System*). A velocidade de um usuário pode ser calculada pelo deslocamento da posição do usuário na unidade de tempo. As transformações de coordenadas podem ser feitas pelo receptor fornecendo a posição e velocidade do usuário nas coordenadas locais. O receptor GPS precisa de quatro medidas simultâneas de quatro satélites para determinar a posição em três dimensões e o tempo. O receptor utiliza quatro medições simultâneas para produzir quatro equações matemáticas linearizadas a quatro incógnitas (latitude, longitude, altitude e o tempo). Necessitando somente do posicionamento bi-dimensional e a determinação do tempo, são necessárias somente três medições simultâneas para três equações a três incógnitas (latitude, longitude, tempo). Necessitando somente da determinação do tempo são necessárias as medidas de um satélite formulando uma equação a uma incógnita (tempo) (DEPARTMENT OF DEFENSE AND DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 1994, p.A-34).

A probabilidade de que quatro ou mais satélites estejam acima do horizonte em qualquer intervalo das 24 horas com um PDOP de 6 (seis) ou menos, com o mínimo de 5° de ângulo de máscara, é menor que 99,9% (em média total) (op.cit., 1994, pA-34). A acurácia do fixo GPS varia com a capacidade do equipamento do usuário.

² (*World Geodetic System - WGS84*) - sistema geodésico global de referência com origem no centro de massa da Terra, o eixo Z na direção do eixo médio Polar, os eixos X e Y contidos no plano do Equador e o eixo X na direção do Meridiano médio de Greenwich.

3.3 NAVEGAÇÃO COM OS SISTEMAS INERCIAL E GPS

3.3.1 Navegação Inercial

A Navegação Inercial permite a determinação da posição e da velocidade da aeronave relativa a um sistema de coordenadas cartesianas com referência ao Norte Magnético.

Antes de se iniciar o voo faz-se o alinhamento³ da plataforma. Em seguida, liga-se a fonte de alimentação elétrica, fazendo funcionar os giroscópios que giram 90° (precessão) enviando sinais elétricos para o computador que analisa os mesmos e envia sinais aos motores de torque para corrigir os giroscópios mudando a posição da plataforma, nivelando-a e orientando-a gradualmente. Toda a operação dura de 15 a 30 minutos.

Determinado a fase de alinhamento, o INS está pronto para que seja feita a programação do voo, que consiste em introduzir no sistema as coordenadas geográficas (latitude e longitude) da origem, do destino e ainda de fixos. O sistema de navegação inercial entra em funcionamento, calculando o deslocamento da aeronave, depois que esta decole.

Utiliza-se o INS geralmente apoiado ao VOR ou NDB que se encontram distanciados cerca de 200 NM ($\cong 370$ Km) na rota da aeronave ou área de transição (fase intermediária da rota) e na aproximação. O sistema de navegação inercial está sempre coadjuvado com outros sistemas de navegação, como Omega, VOR, NDB, ILS, MLS e atualmente o GPS.

Na navegação inercial deve-se cumprir o plano de voo, devendo tocar todos os fixos existentes no referido plano.

³ Alinhamento - é o nivelamento e orientação da plataforma de inércia, colocando-a na posição horizontal e alinhada nas direções N/S e E/W verdadeiros.

3.3.2 Navegação com GPS

A navegação com GPS determina a posição e a velocidade de um objeto espacial, por exemplo uma aeronave, não dependendo de informações de Terra.

A determinação da posição GPS é baseada na interseção de quatro vetores, cada um com origem no receptor e magnitude conhecidas. O comprimento dos vetores, para cada satélite, são calculados baseados no tempo de propagação do sinal, como medida do tempo de propagação do sinal transmitido pelo satélite.

A navegação geralmente é feita com um número mínimo de quatro satélites. Se estiver utilizando um receptor designado para a navegação aérea, este advertirá ao usuário com uma luz cintilante quando o sistema estiver com três satélites. Neste caso a navegação é feita em duas dimensões, latitude e longitude, podendo inserir manualmente a altitude. Conforme TRIMBLE NAVIGATION (1992, p.1-8), quando introduzida a altitude manualmente, os erros obtidos em latitude e longitude poderão ser duas vezes maior ao erro cometido na altitude.

Atualmente o GPS é aplicado na aviação civil em rota oceânica, rota doméstica, área terminal, na orientação para a aproximação sem precisão, orientação do pouso por instrumento categoria I, altimetria da aeronave, detecção e incursão a pista da aeronave.

O GPS será aplicado na orientação para o pouso de precisão, orientação ao rumo de referência, orientação para a superfície do aeródromo e determinação da atitude da aeronave.

O sistema de satélite GPS oferece segurança na aviação no controle de tráfego aéreo e na operação de aeronaves. A combinação do sistema GPS e os satélites de comunicação na vigilância do espaço aéreo reduzirão as separações laterais e longitudinais entre as aeronaves nos níveis de rotas domésticas, economizando combustível e tempo de voo.

Na aproximação e pouso o emprego do GPS melhora a segurança para muitos aeroportos. Devido a grande área de navegação, fornecerá maior flexibilidade no uso do

espaço aéreo, permitindo o uso de rotas mais ajustadas à realidade e fornecendo melhor serviço que o sistema VOR/DME. O GPS diferencial é aplicado no taxiamento da aeronave, na incursão da aeronave, detecção da aeronave e orientação para a pista com facilidade e segurança.

Segundo o manual do usuário TRIMBLE NAVIGATION (1992, p.2-4), o receptor GPS para a navegação aérea fornece ao usuário informações de pontos de espera referentes à rota que se pretende realizar, dados de localização de aeroportos, localização de VORs, NDBs e interseções. Fornece ainda outras informações como: a) identificação de aeroportos (civis e/ou militares), nomes de cidades, frequência de comunicação, elevação do aeródromo, informação da pista, iluminação, informações de aproximação, serviços, altitude, latitude e longitude; b) identificação dos VORs e NDBs, nome da cidade e sua frequência de navegação, código de identificação Morse, latitude e longitude; c) identificação da interseção, nome da região, latitude e longitude; d) identificação dos pontos de espera, latitude e longitude, o rumo e a distância para o ponto de espera e a radial do mesmo.

Segundo PILOTE GUIDE, (1992, p.I-2) o receptor TNL 2100 GPS indicado para a navegação aérea não necessita de inicialização e tem as seguintes características: a) 6 canais que calculam a posição e monitora a integridade do sinal; b) fornece a informação de dados de todos os aeroportos, VOR, NDB, e informações de uso dos espaços aéreos especiais; c) permite a navegação direta origem destino; d) executa um plano de vôo com até 19 pernas⁴ ou 20 pontos de espera (do inglês *Waypoints*), e) fornece a posição atual (latitude, longitude ou azimute) e a distância para qualquer ponto; f) fornece o tempo preciso de chegada e o consumo de combustível; g) fornece as coordenadas do aeroporto, VOR, NDB mais próximo na navegação de emergência; h) recebe informação quando a aeronave está se aproximando do espaço aéreo controlado ou se a perna do plano de vôo selecionado está no espaço aéreo controlado; i) no plano de pré-vôo, determina a distância e azimute para o destino, distância e

⁴ Perna - trechos ou pedaços do plano de vôo entre 2 fixos ou entre um fixo e uma estação.

rumo para qualquer perna, distância total do plano de vôo, e outras informações anteriores à partida; j) fornece informações dos Waypoints como freqüências de comunicação, de aeroportos, comprimento da pista e tipos de aproximação, tempo estimado em rota e hora de chegada, direção e velocidade no solo, altitude mínima de segurança, altitude mínima de segurança em rota, direção atual, direção desejada, altitude, ventos, limite do combustível, velocidade verdadeira do ar e cálculo da altitude de densidade⁵.

Recentemente, surgiram os “Mapas Móveis”, que mostram visualmente os locais ou regiões existentes nas várias cartas de navegação. Os Mapas Móveis são constituídos por um grande banco de dados com informações alfanuméricas. Dão a posição da aeronave em relação aos detalhes geográficos da região de sobrevôo, as facilidades VORs, aeroportos, etc, limites de espaço aéreo e outras informações referentes à navegação. Oferecem a alternativa de se mudar a escala quando necessário, como nas fases de rota, área terminal ou aproximação.

As desvantagens são: menor precisão com o código CA; e, está sujeito a degradação da posição devido a Disponibilidade Seletiva (SA, do inglês *Selective Availability*).

As limitações do sinal GPS disponível para a comunidade da aviação civil desperta preocupação devido ao não fornecimento de avisos aos pilotos na ocorrência de possíveis falhas do sistema ou degradação da precisão em 10 segundos, tempo considerado desejado na aproximação e pouso, ou 30 segundos no vôo em rota (McDONALD,1991, p.54). As informações de posição, sujeitas a degradação, continuamente fornecidas pelo GPS, podem servir como meio de comparação e correção dos resultados obtidos com o Inercial, que fornece informações de posição e de velocidade, também degradadas com o tempo (deriva). A comparação e integração das informações fornecidas pelo Inercial e pelo GPS permite solucionar problemas idênticos àqueles verificados na 3ª hora do experimento descrito no Capítulo 4 (conforme exposto nas seções 4.5.1 e 4.5.2).

No momento encontra-se em estudo as condições de aproximação e pouso de precisão,

⁵ Altitude de Densidade - é a altitude de pressão corrigida das variações de temperatura não padrão.

aplicando as técnicas DGPS. A comunidade civil espera que o GPS seja o primeiro sistema de navegação para o próximo século.

O GPS na aviação civil é usado como mais um componente de controle além do Sistema de Controle de Voo (FMCS do inglês *Flight Management Control System*), utilizado pelas empresas de transporte aéreo intercontinentais.

3.4 COMPARAÇÃO DO SISTEMA DE NAVEGAÇÃO GPS COM OUTROS SISTEMAS DE NAVEGAÇÃO

O sistema GPS responde a todas as necessidades mundiais de navegação em todas as condições e com maior acurácia no que se refere à rádio navegação.

O Loran -C e o Omega são sistemas de radionavegação hiperbólico de baixa frequência (LF) 100 kHz e muito baixa frequência (VLF) 10.2 - 13,6 kHz. O Loran - C calcula as linhas de posição baseado-se na diferença de tempo entre duas transmissões sincronizadas de uma série de três estações obtendo-se assim a posição do fixo. O Omega dá a posição pela medida da diferença de fase dos sinais do receptor. Existem oito estações transmissoras em Terra.

O VOR opera na frequência de VHF e fornece para a aeronave a informação relativa ao azimute e Norte Magnético. É usado para pouso, área terminal e orientação em rota. Normalmente está acoplado com o DME que opera na Frequência Ultra Alta, fornecendo a distância da aeronave para a estação DME.

Da análise das Tabelas 3.1, 3.2, 3.3 e 3.4, verificou-se que o GPS é o Sistema de Navegação que melhor satisfaz à navegação em termos de Disponibilidade, Cobertura, Segurança/Confiabilidade, Velocidade, Dimensões Fixas e Potencialidade de Ambigüidade sendo totalmente independente de informações provenientes de Terra.

O GPS é um dos maiores sistemas de navegação existente atualmente. Isto se comprova através da comparação dos elementos das tabelas referidas anteriormente.

No que se refere a acurácia predizível⁶ para um nível de confiança de 95% (2drms) o GPS fornece melhor acurácia. Comparando entre si as Tabelas 3.1, 3.2, 3.3 e 3.4, verifica-se uma acurácia predizível de 100 m no posicionamento horizontal, e uma acurácia predizível de 156 m no posicionamento vertical. Na acurácia repetível⁷, o Loran - C fornece uma acurácia de 18 m a 90 m, conforme Tabela 3.1. Na acurácia relativa⁸ o GPS fornece melhor acurácia com 1 m horizontalmente e 1,5 m verticalmente, conforme mostra a Tabela 3.4.

No que se refere à disponibilidade de tempo de uso o VOR fornece mais serviço útil, 100% no espaço aéreo por ele abrangido, do que o GPS que fornece serviço útil de 99,16% em todas as fases de vôo.

O GPS tem uma maior cobertura do espaço aéreo com 99,9% para um PDOP \leq 6, uma maior segurança, isto é, menor probabilidade de ocorrência de falhas com 99,79% sem restrições, velocidade contínua, fornece a posição do fixo tridimensional mais o tempo, sendo que os sistemas Loran-C, Omega, VOR e VOR/DME fornecem a posição do fixo em duas dimensões e não possui ambigüidade na determinação da posição do fixo, (quando trabalhando com o código da portadora).

O VOR oferece uma maior segurança na fase de aproximação, não tendo ocorrência de falhas no sistema, conforme mostra a Tabela 3.3.

Da análise efetuada, chegou-se à conclusão que o GPS é o sistema de navegação que melhor satisfaz à navegação aérea, oferecendo mais recursos, no que concerne à navegação aérea, para efeitos de navegação em rota.

⁶ Acurácia Predizível - solução da posição com respeito ao mapa (DEPARTMENT OF DEFENSE AND DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 1994).

⁷ Acurácia Repetível - quando o usuário pode voltar a posição em que as coordenadas tenham sido medidas para um determinado tempo com o mesmo sistema de navegação (DEPARTMENT OF DEFENSE AND DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 1994).

⁸ Acurácia Relativa - é a acurácia com que o usuário pode medir a posição relativa a um outro usuário do mesmo sistema de navegação para o mesmo tempo (DEPARTMENT OF DEFENSE AND DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 1994).

COMPARAÇÃO ENTRE OS SISTEMAS DE NAVEGAÇÃO

TABELA 3.1 - Características do Sistema Loran - C

ACURÁCIA (2 Drms)		DISPONIBILIDADE	COBERTURA	SEGURANÇA	VELOCIDADE FIXA	DIMENSÕES FIXAS	CAPACIDADE DO SISTEMA	POTENCIAL DE AMBIGUIDADE
PREDIZÍVEL	REPETIBILIDADE							
0.25 nm (460 m)	60 - 300 pés (18-90 m)	+ 99%	área da costa	99,7% *	10 - 20 fixos/min	2 D	Não Limitado	Sim, facilmente resolvido

* Segurança com grupo de três.

Fonte: (DEPARTMENT OF DEFENSE AND DEPARTMENT OF TRANSPORTATION 1994 pA-6).

TABELA 3.2 - Características do Sistema Omega

ACURÁCIA (2 Drms)			DISPONIBILIDADE	COBERTURA	CONFIABILIDADE	VELOCIDADE FIXA	DIMENSÃO FIXA	CAPACIDADE DO SISTEMA	POTENCIAL DE AMBIGUIDADE
PREDIÇÃO	REPETIBILIDADE	RELATIVA*							
2-4 nm (3.7-7.4 Km)	2-4 nm (3.7-7.4 Km)	0.25-0.5 nm (463 - 926 m)	99 %	Mundialmente. Contínua	97% *	1 fixo para cada 10 segundos	2D	Ilimitada	Necessita conhecer para ± 36 nm**

* Disponibilidade do sinal de três estações juntas

** Receptor de três frequências (10.2, 11.33, 13.6 kHz).

Fonte: (DEPARTMENT OF DEFENSE AND DEPARTMENT OF TRANSPORTATION 1995 p A-11)

TABELA 3.3 - Características do Sinal VOR E VOR/DME

ACURÁCIA (2 Sigma)			DISPONIBILIDADE	COBERTURA	SEGURANÇA	VELOCIDADE FIXA	DIMENSÕES FIXAS	CAPACIDADE DO SISTEMA TEMA	POTENCIAL DE AMBIGÜIDADE	
PREDIÇÃO ZÍVEL	REPETITIVIDADE	RELATIVA								
VOR: 23 m (\pm 90m ($\pm 1.4^0$)*	0.35 ⁰)**	-	Aproximação	Linha de Visão	Aproximação	100%	Contínua	Proa em graus ou ângulo de direção	Não Limitado	Nada
DME: 185m (± 0.1 nm)	185 m (\pm 0.1nm)	-	100%					Distância Obliqua (nm)	Serviço total, 100 usuários por situação	

* O teste de vôo dos procedimentos publicados para o sinal do VOR é $\pm 1.4^0$. O monitor em terra sintoniza o sistema desligado se o sinal excede $\pm 1.0^0$.

O erro transversal a trajetória usado na carta é de $\pm 1.4^0$ para 2 NM do lugar do VOR. Contudo em alguns casos o VOR está em cima e /ou a $\frac{1}{2}$ nm.

* Os dados de teste mostram que 99.94% de erro de tempo é menos do que ± 0.35 %. Estes valores são de $\pm 0.35^0$ para 2nm do VOR.

Fonte:(DEPARTMENT OF DEFENSE AND DEPARTMENT OF TRANSPORTATION 1995 pA-15)

*TABELA 3.4 - Características do Sinal GPS

ACURÁCIA SPS(Metros) -95%			DISPONIBILIDADE	COBERTURA	SEGURANÇA	VELOCIDADE FIXA	DIMENSÕES FIXAS	CAPACIDADE DO SISTEMA TEMA	POTENCIAL DE AMBIGÜIDADE	
PREVISÃO VEL	REPETITIVIDADE	RELATIVA*								
Horz - 100	Horz - 141	Horz - 1.0	99.16 %	99.90 %	99.79 %	Essencialmente contínua	3 D + Tempo	Não Limitado	Nada	
Vert - 156	Vert - 221	Vert - 1.5		(PDOP)						≤ 6

* Receptores usando os mesmos satélites com a solução de posições calculadas para aproximadamente o mesmo tempo.

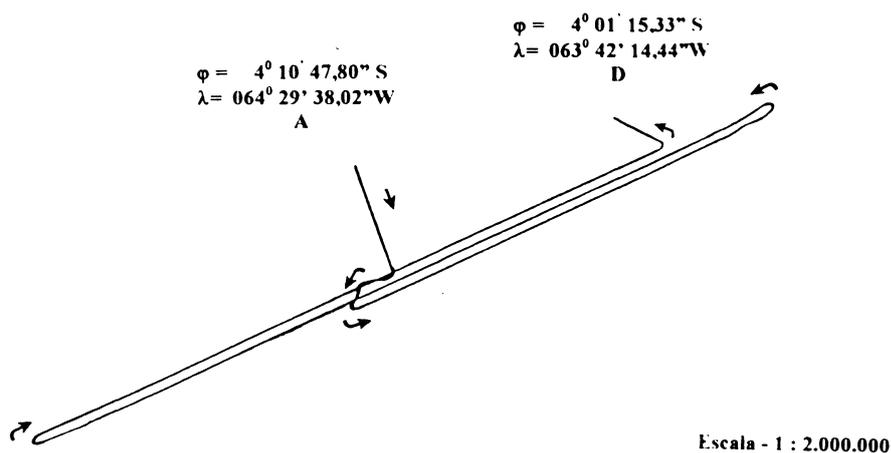
Fonte:(DEPARTMENT OF DEFENSE AND DEPARTMENT OF TRANSPORTATION 1995 pA-37)

4. NAVEGAÇÃO COM GPS

O presente capítulo contém informações sobre o equipamento utilizado na navegação com GPS, suas características, obtenção e processamento dos dados e análise dos resultados obtidos. Os dados GPS foram coletados no projeto Aerofotogramétrico “URUCU - COARI”, realizado pela empresa ESTEIO - Aerolevantamentos S.A., em 07 de Julho de 1996, no município de Tefé, Estado do Amazonas.

O percurso efetuado pela aeronave está indicada na Fig. 4.1, com início no fixo **A** de coordenadas latitude $\phi = 04^{\circ} 10' 47,80''$ S, longitude $\lambda = 064^{\circ} 29' 38,200''$ W e término no fixo **D** de coordenadas latitude $\phi = 04^{\circ} 01' 15,33''$ S, longitude $\lambda = 063^{\circ} 42' 14,44''$ W, num total de 790 km aproximadamente.

FIG. - 4.1 - TRAJETÓRIA DA AERONAVE DO PROJETO DE AEROLEVANTAMENTO, “URUCU-COARI”



4.1 EQUIPAMENTO UTILIZADOS NA NAVEGAÇÃO

4.1.1 Instrumentos e *Software*

Os instrumentos empregados para a navegação aérea no Projeto Aerofotogramétrico na região da Amazônia, foram:

- 2 Receptores GPS Trimble 4000SE e acessórios.
- 1 Antena Geodésica Trimble Compact L1/L2, instalada na base.
- 1 Antena Cinemática Trimble Dome L1, instalada na aeronave.
- 1 Cabo de conexão Micro Computador Receptor GPS.
- 2 Baterias para os Receptores GPS de 12V DC, 6AH.
- Aeronave bimotor “Seneca II”, prefixo PT- EJE

4.1.2 Características do receptor TRIMBLE 4000 SE

Segundo Trimble (1991), o receptor TRIMBLE 4000 SE, é usado nos levantamentos estático, cinemático e pseudoestático, possui as seguintes características:

- Memória 0,25 MB (duração 5 horas, com a taxa de 1 seg.).
- 9 canais da portadora L1.
- Alimentado por corrente DC 10.5 - 35V, 5 Watts e bateria externa recarregável de 12V DC, 6AH.
- Procura automática de aquisição dos satélites.
- Proteção para a variação de temperatura de -20° C a + 50°C e 100% de umidade
- Pesa 7,2 Kg e dimensões 24,8 cm x 28 cm x 10,2 cm

Especificações técnicas:

- Para levantamento estático e cinemático com código C/A e portadora L1.
- Modos de levantamento: rápido, planejado e auto programado.
- Acurácia - horizontal: 1 cm + 2 ppm vezes o comprimento da base
 - vertical: 2 cm + 2 ppm vezes o comprimento da base
 - azimute: 1" de arco + 5/ comprimento da linha base em Km,

4.1.3 Características das antenas COMPACT L1/L2 E DOME L1

A antena Compact L1/L2 é de alta precisão, usada no posicionamento estático obtendo-se elevada acurácia nas medições. O centro de fase da antena coincide com o seu extremo superior.

A antena Dome L1 é leve e empregada no levantamento cinemático, podendo usar o bipé. Ambas as antenas suportam variações de temperaturas entre -30° C a +75° C .

4.1.4 Características do LAPTOP e do COMPUTADOR IBM PC 486

O LAPTOP TOSHIBA 386 DX2 com *Winchester* de 120 Mb, 8 Mb de memória RAM, um drive de 3 1/2", instalado na aeronave para armazenar os dados rastreados pelo receptor GPS com a taxa de observação de 1 s.

O micro computador IBM PC 486 DX2 de 66 Hz possui 514 Mb de *Winchester*, 8 Mb de memória RAM, um drive de 3 1/2" e outro de 5 1/4", onde foram processados os cálculos.

4.2 OBTENÇÃO DOS DADOS

Utilizou-se dados GPS pertencentes a um projeto aerofotogramétrico já existente, cujos arquivos de dados foram cedidos pela ESTEIO - Aerolevantamentos S/A dos quais só foi possível fazer o estudo da fase de navegação, em rota, que é o objetivo deste trabalho.

Para que o trabalho fosse possível, utilizou-se do ponto “Caixa d’água Tefé”, localizado no município de Tefé, estado do Amazonas, marco geodésico do Instituto Brasileiro de Geografia e Estatística (IBGE), com coordenadas UTM, N = 9 629 615,30 m, E = 310 470,69 m e H = 75,11 m, referenciadas ao Sistema Geodésico Brasileiro (SGB).

De posse das coordenadas foi feita a transformação para o “Sistema Geodésico Mundial 1984” *World Geodetic System 1984* (WGS84) através do *software* “GEOCALC”, obtendo-se as Coordenadas Geodésicas latitude $\phi = 03^{\circ} 20' 58,002''$ S, longitude $\lambda = 064^{\circ} 42' 21,200''$ W e altitude H= 75,00 m, no referido sistema.

Fez-se o transporte das coordenadas da “Caixa d’água Tefé”, para a base “Coari” localizado no aeródromo do município de Tefé, fazendo-se o rastreamento simultâneo dos dois pontos com os receptores GPS Trimble 4000SE. Para o cálculo das coordenadas do ponto Coari utilizou-se o *software* “TRIMVEC Plus”, resultando nas Coordenadas Geodésicas de latitude $\phi = 03^{\circ} 22' 43,5317''$ S, longitude $\lambda = 064^{\circ} 43' 27,3267''$ W e altitude h= 54,132 m (altitude ortométrica \cong altitude geométrica) no WGS 84.

Os *softwares* aqui utilizados são propriedade da ESTEIO e os cálculos foram efetuados junto a mesma empresa.

O rastreio para a obtenção dos dados de navegação foi feito a partir da base Coari, (estação de referência) e da estação cinemática (ou itinerante) formada pelo receptor instalado na aeronave, gerando os arquivos BASE.DAT e AERO.DAT, respectivamente.

4.3 METODOLOGIA DE OBSERVAÇÃO

As observações de campo foram feitas no modo cinemático, por ser um posicionamento “instantâneo”, utilizado na navegação em que o receptor se encontra em movimento. Utiliza a medição da pseudo distância para no mínimo de 4 satélites, obtendo-se a posição tridimensional da aeronave. As observações não podem ser repetidas e os resultados obtidos têm uma precisão compatível com esse fato. O posicionamento efetuou-se do seguinte modo: a antena Trimble Compact L1/L2 foi corretamente centrada na estação de referência, assegurando-se de que a antena estava perfeitamente centrada, nivelada e orientada para o Norte, sendo a altura da antena de 1,990m. A antena ligada ao receptor e este ao PC IBM 486 onde foram arquivados os dados rastreados, dando origem ao arquivo BASE1890.DAT. Iniciou-se a coleta dos dados às 13h 02m 34s e seu término às 16h 20m 37s, tendo-se iniciado o posicionamento com a inicialização mínima de 2 minutos, para a resolução da ambigüidade.

Na estação EJE55555 (itinerante) a antena Trimble Dome L1, foi colocada na parte externa da estrutura da aeronave, com a altura 1,030 m, tendo sido ligado ao receptor e este ligado ao LAPTOP, gerando o arquivo de dados AERO1890.DAT, tendo-se iniciado o rastreio às 13h 04m 39s e terminado às 15h 43m 29s. Este arquivo tem o tamanho de 3.28 Mb. Fez-se a inicialização para resolver a ambigüidade inicial que é a mesma para o resto do percurso se a sintonia entre o receptor e o satélite se mantiver durante o deslocamento, o que não aconteceu devido a existência de saltos de ciclo.

O intervalo de observação utilizado em ambos os receptores foi de 1s e uma máscara (ângulo de elevação) de 10°, como é especificado no “*default*” dos receptores.

4.3.1 Resolução da Ambigüidade

A resolução da ambigüidade da medida da fase consiste na determinação do número inteiro inicial de ciclos. A ambigüidade deve ser resolvida no início da sessão ou quando ocorre salto de ciclo.

Existem variadas técnicas para a resolução da ambigüidade.

No posicionamento cinemático a resolução da ambigüidade pode ser feita no solo (objeto parado) ou em vôo (objeto em movimento), neste caso utilizando-se de técnicas tais como a técnica *On-The-Fly* (OTF).

A inicialização do posicionamento no solo pode ser feita ocupando-se por exemplo dois pontos conhecidos, fazendo a troca de antena do levantamento estático rápido ou enquanto o receptor estiver em movimento. As estações devem estar muito próximas de modo que se possa negligenciar os efeitos da refração ionosférica, determinando-se assim a ambigüidade pela dupla diferença de fase, a qual será aproximada para um número inteiro.

Entre as técnicas, de resolução da ambigüidade chamadas de “*On-The-Fly*” (OTF) mencionam-se as de *Extra-Wide-Laning*, função de mapeamento de ambigüidade, procura de ambigüidade por mínimos quadrados, GPS cinemático sem inicialização estática, técnicas de filtro de Kalman e técnicas relacionadas à determinação da atitude (ABIDIN, 1994).

A técnica “*On-The-Fly*” associada ao código permite o posicionamento de veículos móveis com a precisão de decímetros e ainda resolve a ambigüidade (HOFMANN *et. al.*, 1993).

A técnica OTF, aplicada no posicionamento cinemático, tem variadas aplicações, como: determinação da atitude da aeronave, determinação da rota de um objeto aeroespacial, determinação do posicionamento preciso de plataforma marítima, navegação precisa de veículos, estudo do nível do mar e estudo de ondas e correntes oceânicas (ABIDIN, 1994).

4.3.2 Detecção do salto de ciclo

O salto de ciclo (traduzido do inglês *Cycle Slip*) é o salto instantâneo da fase de um número inteiro de ciclos, resultando em uma nova contagem de número de ciclos e uma nova ambigüidade para esse instante. O salto de ciclo pode ser provocado por: a) obstruções do sinal do satélite devido a obstáculos existentes nas imediações da antena; b) baixo ruído do sinal devido as más condições ionosféricas; c) multicaminho; d) baixa elevação dos satélites; e) falhas do programa; f) falhas do sensor que processam incorretamente o sinal. A determinação e a correção dos saltos de ciclo é chamada de “*Cycle Slip Fixing*” (HOFMANN, *et. al.*, 1993, p.183).

4.4 PROCESSAMENTO DOS DADOS

4.4.1 - Posicionamento RELATIVO

Para o processamento dos dados utilizou-se o *software* “WAVE¹”, módulo do *GPSurvey*, no modo RELATIVO. Processaram-se as observáveis da portadora (L1) e (L1/CA code), dos arquivos BASE1890.DAT e AERO1890.DAT originando os arquivos de resultados 1441.SSK e 1442.SSK, em código binário, que posteriormente foram transformados em código ASC II, por meio do RINEX² e renomeados para RLWGS84.DAT e RLCAWGS.DAT em Coordenadas Geodésicas no WGS84.

O “WAVE” resolve a ambigüidade e o salto de ciclo pelo método *On-The-Fly* (OTF), técnica utilizada para a resolução da ambigüidade no modo cinemático com duração mínima de 200 segundos ou menos, conforme (WAVE Software User’s Guide p6-20).

Com o *Software GPTrans*, módulo do *GPSurvey*, foram transformadas as Coordenadas Geodésicas em Coordenadas Cartesianas e Coordenadas UTM, (todas as transformações no sistema WGS84), obtendo-se os seguintes arquivos: RLCARTE.DAT, RLUTM63.DAT, resultado da transformação dessas coordenadas do arquivo RLWGS84.DAT e ainda os arquivos RLCACAR.DAT, RLCAUTM.DAT, resultados da transformação do arquivo RLCAWGS.DAT.

Fez-se uso do Microsoft Excel para a execução de cálculos e gráficos que serão analisados posteriormente entre os posicionamentos relativo e absoluto.

¹ WAVE - Weight Ambiguity and Vector Estimator

² RINEX - arquivo de dados ASCII em formato padronizado.

4.4.2 Posicionamento ABSOLUTO

No posicionamento absoluto utilizou-se do *software GPSPACE*. Este, de domínio público, processa dados no modo absoluto, utilizando os dados no formato *RINEX*. O arquivo de dados AERO1890.DAT (da estação itinerante) renomeado para CA.96O e das efemérides transmitidas (*broadcast*) renomeado para CA.96N do dia em que foram feitas as observações. Os dados foram processados, obtendo-se assim o arquivo de resultados CA.POS, em coordenadas geodésicas, no Sistema WGS84.

4.4.3 Posicionamento da AERONAVE

O arquivo CA.POS foi modificado fazendo-se uso dos editores *Fortran F7713* e do *Microsoft Word*. Transformou-se as coordenadas geodésicas em cartesianas utilizando a diferença de coordenadas entre os posicionamentos relativo (L1/CA) e relativo (L1), através do programa GEOCART.C, elaborado em linguagem C. Determinou-se o posicionamento da aeronave por diferença de coordenadas cartesianas entre os arquivos resultantes do processamento relativo (L1/CA) RLCACART.DAT e do processamento absoluto (L1) CA.POS utilizando o programa AERONAVE.C em linguagem C, resultando o arquivo POSICART.DAT que contém informações de desvio longitudinal³ (*Along-Track*), de desvio transversal⁴ (*Cross-Track*) e de variação de altitude⁵. Para a obtenção das informações referidas anteriormente, fez-se uso das fórmulas (SANTOS, 1995, p.23):

³ Desvio Longitudinal (*Along-Track*) é o avanço ou retardo da aeronave em relação a uma determinada posição da rota, resultante da aceleração ou desaceleração da aeronave, devido, por exemplo, a influência de ventos favoráveis ou contrários ao sentido do deslocamento da aeronave.

⁴ Desvio Transversal (*Cross-Track*) é o deslocamento lateral da aeronave à esquerda ou a direita em relação a rota estabelecida, devido, por exemplo, a ventos lateral, também designado por deriva.

⁵ Variação de Altitude é o deslocamento da aeronave na vertical, no sentido para baixo ou para cima resultante da variação da pressão atmosférica exterior à aeronave.

$$X_{al} = \frac{\dot{r} \cdot \delta}{\|\dot{r}\|}, \quad (4.1)$$

$$X_{cr} = \frac{h \cdot \delta}{\|h\|}, \quad (4.2)$$

$$\Delta H = H_{rel} - H_{abs} \quad (4.3)$$

onde:

$$\underline{\delta} = \underline{p} - \underline{r}, \quad (4.4)$$

$$\underline{h} = \underline{r} \times \underline{r} \quad (4.5)$$

sendo que:

X_{al} - desvio longitudinal

X_{cr} - desvio transversal

ΔH - desvio em altura

H_{rel} - altura fornecida pelo posicionamento relativo

H_{abs} - altura fornecida pelo posicionamento absoluto.

\underline{r} - vetor posição da aeronave na trajetória calculada

$\dot{\underline{r}}$ - vetor velocidade da aeronave na trajetória calculada

\underline{p} - vetor posição dada pela trajetória de referência

Obtiveram-se os gráficos do posicionamento da aeronave utilizando a planilha do Microsoft Excel. A outra parte do arquivo CA.POS modificado contendo diferenças de latitude, diferenças de longitude, diferenças de altitude, desvios-padrão em latitude, desvios-padrão em longitude e desvios-padrão em altitude, GDOP, tempo do relógio do satélite etc, que fazendo uso do Microsoft Excel construíram-se os gráficos: GDOP versus Tempo, σ_ϕ versus Tempo, σ_λ versus Tempo, σ_H versus Tempo e número de satélites versus Tempo, que serão apresentados na seção 4.5.

Com o arquivo de resultados RLCAUTM.DAT, do posicionamento relativo (L1/CA) em coordenadas UTM, depois de modificado com o auxílio do editor *Fortran* fez-se um novo formato para o arquivo de modo que fosse aceito pelo *software Maxicad*, onde foi feita a plotagem da trajetória da aeronave, conforme mostra a Fig. 4.55.

4.5 ANÁLISE DOS RESULTADOS

De início salienta-se o motivo de se efetuar comparação dos resultados entre os posicionamentos relativo (L1/CA), relativo (L1) e absoluto, para quantificar a navegação com o GPS, Tabelas 4.1, 4.2 e 4.3, pelo simples fato de não se ter presente outro meio para comparação.

Analisou-se alguns aspectos relacionados com os métodos de processamento utilizados, bem como os resultados obtidos nos mesmos, como variação de latitude, variação de longitude, variação de altitude, GDOP, número de satélites e ainda os pontos notáveis da trajetória da aeronave, conforme mostra a Fig. 4.2.

No posicionamento relativo os dois receptores encontram-se separados, geralmente não rastreiam os mesmos satélites, cada um rastreia os satélites que apresentam melhor geometria. Para a solução na navegação, somente os satélites comuns aos dois receptores foram utilizados no processamento.

A seleção dos satélites, feita pelo *software GPSurvey*, que deu o melhor desempenho da navegação, o que constituiu a otimização do problema, minimizando certos valores do DOP. Estes valores ajudaram a reduzir os erros na solução à navegação.

Salienta-se que os gráficos que se apresenta a seguir, encontram-se fragmentados em três partes de 3600s cada, devido ao tamanho dos arquivos de 3,38 Mb, e o Microsoft Excel, utilizado para o desenvolvimento dos gráficos, não ter capacidade de resolução de gráficos com mais de 4 000 linhas.

TABELA 4.1 - Tabela da média e do desvio-padrão das Diferenças entre o Posicionamento Relativo (L1/ CA) e Relativo (L1)

Tempo(seg)		$\Delta\phi(m)$	$\Delta\lambda(m)$	$\Delta H(m)$
1 a 3600	Media	-0,4	0,0	-1,3
	Des. Padrão	2,2	0,0	3,0
3601 a 7200	Media	0,2	1,4	0,6
	Des. Padrão	2,2	0,7	1,8
7201 a 9531	Media	-1,4	-0,5	-5,1
	Des. Padrão	0,0	0,0	4,6
1 a 9531.	Media	-1,6	-0,2	-2,6
	Des. Padrão	0,4	0,3	1,1

TABELA 4.2 - Tabela da média e do desvio-padrão das Diferenças entre o Posicionamento Relativo (L1) e o Absoluto

Tempo(seg)		$\Delta\phi(m)$	$\Delta\lambda(m)$	$\Delta H(m)$
1 a 3600	Media	-24,0	-40,0	20,2
	Des. Padrão	23,7	53,1	16,2
3601 a 7200	Media	3,2	6,0	8,9
	Des. Padrão	62,4	118,8	3,5
7201 a 9531	Media	50,7	1,9	-21,1
	Des. Padrão	5,4	123,3	39,8
1 a 9531.	Media	23,6	-43,8	-8,8
	Des. Padrão	43,6	58,6	57,2

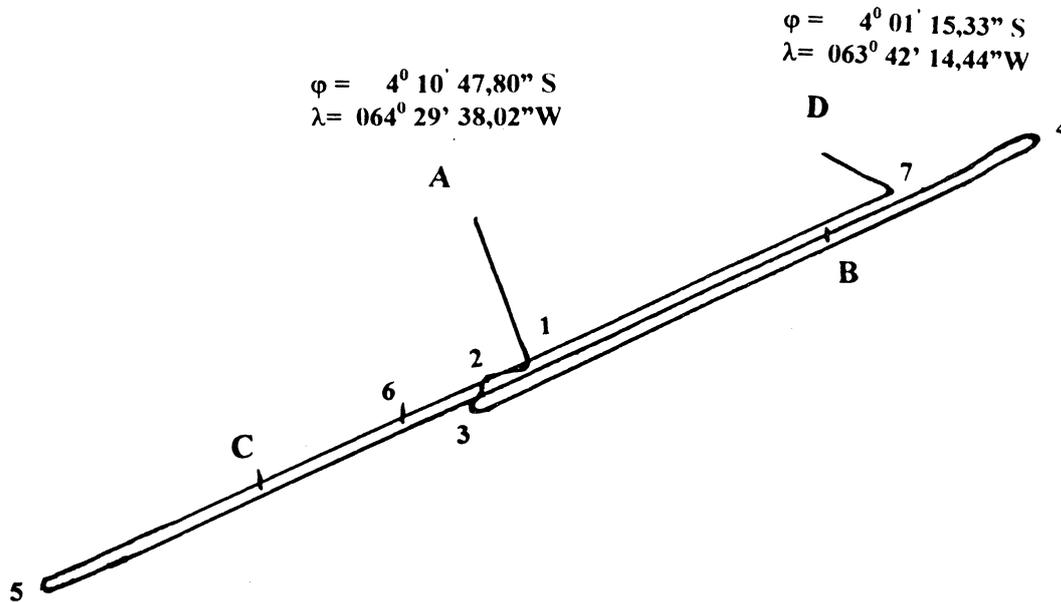
TABELA 4.3 - Tabela da média e do desvio-padrão das Diferenças entre o Posicionamento Relativo (L1/CA) e Absoluto

Tempo(seg)		$\Delta\phi(m)$	$\Delta\lambda(m)$	$\Delta H(m)$
1 a 3600	Média	-24,4	-40,0	18,9
	Des. Padrão	21,5	53,1	13,2
3601 a 7200	Média	3,4	7,5	9,4
	Des. Padrão	60,2	118,2	5,3
7201 a 9531	Média	49,3	1,4	-26,2
	Des. Padrão	5,4	123,3	35,3
1 a 9531.	Média	22,0	-44,1	-11,4
	Des. Padrão	44,0	59,0	56,1

TABELA 4.4 - Tabela das médias e dos desvios-padrão dos desvios longitudinal (*Along-Track*), transversal(*Cross-Track*), da diferença de altitude da aeronave e da resultante das componentes no final do percurso.

	Xal(m)	Xcr(m)	$\Delta h(m)$	Resultante das Componentes (m)
Media	-19,8	3,5	-10,9	22,87
Des. Padrão	31,7	3,5	55,4	63,92

FIG. 4.2 - PONTOS NOTÁVEIS DA TRAJETÓRIA DA AERONAVE DO PROJETO DE AEROLEVANTAMENTO, "URUCU-COARI", MUNICÍPIO DE TEFÉ, ESTADO DO AMAZONAS.



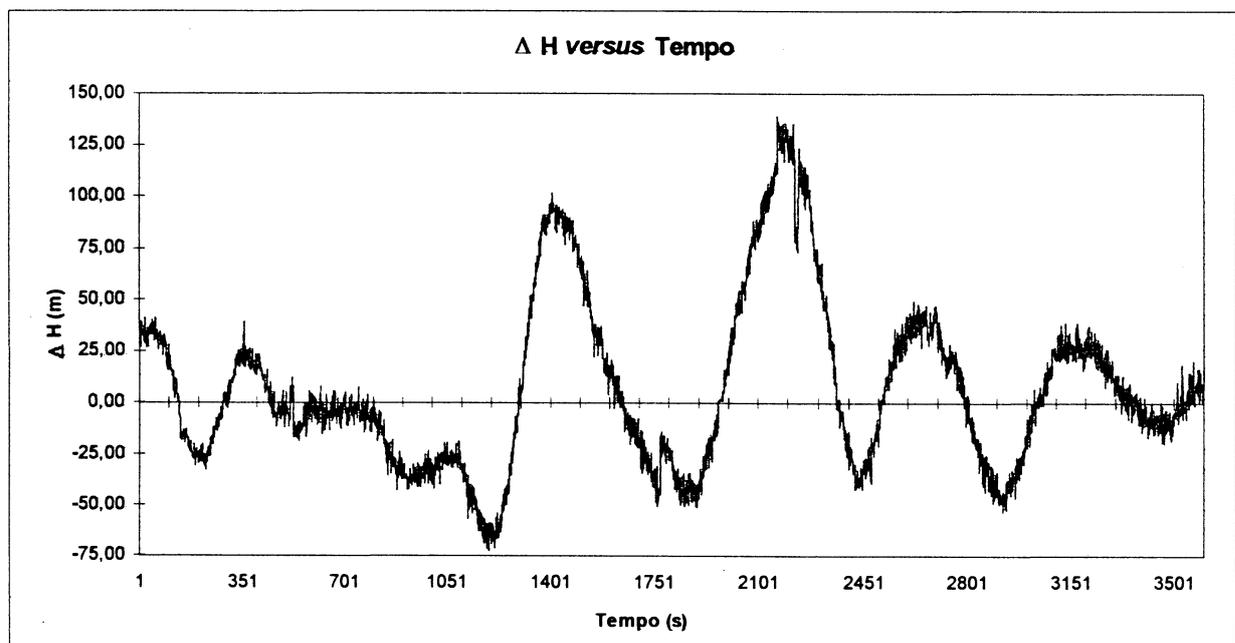
ESCALA - 1 : 2.000.000

PONTOS NOTÁVEIS	DISTÂNCIA (cm)	DISTÂNCIA (km)	TEMPO (seg)
A	0,0	0,0	0
1	2,0	41,4	500
2	3,6	72,5	875
3	7,2	145,0	1750
4	9,0	183,2	2210
B	14,8	298,4	3600
5	24,2	487	5875
C	29,6	597	7200
6	31,7	640,4	7725
7	38,2	771,0	9300
D	39,2	790	9530

4.5.1 Análise dos Gráficos das Diferenças entre os métodos de Posicionamento Relativo (L1/CA) e Absoluto com GPS.

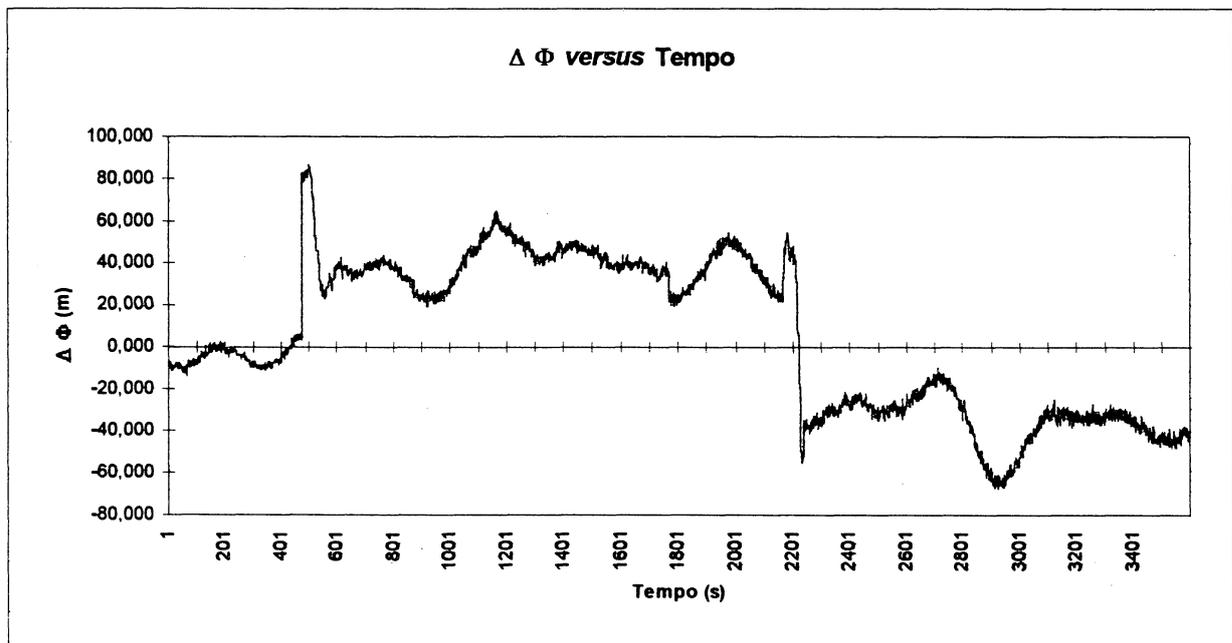
A Fig. 4.3, primeira hora, mostra a variação da diferença de altitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1/CA) e absoluto com GPS, com relação ao tempo. A variação oscila entre -75 m e +125 m com a amplitude de 200 m, sendo que a média aritmética da variação da altitude é $\Delta H_m = 18,9$ m com o desvio-padrão $\sigma = 13,2$ m, nesse intervalo de tempo, conforme mostra a Tabela 4.3. Verifica-se a existência de variações bruscas do sinal na variação da altitude nos intervalos entre 490s e 600s, entre 800s e 950s, entre 1700s e 1800s, e entre 2150s e 2250s, nas regiões dos pontos notáveis 1, 2, 3 e 4, o que se depreende a existência de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites, resultando um mau GDOP nos referidos intervalos de tempo (Fig. 4.30), um aumento do desvio-padrão nos 500s, e entre 2150s e 2275s (Fig. 4.39), e uma diminuição do número de satélites (Fig. 4.42).

FIG. - 4.3 - GRÁFICO DE ΔH (m) *versus* TEMPO (s) (1ª. Hora)



A Fig. 4.4, primeira hora, mostra a variação da diferença de latitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1/CA) e absoluto com GPS, com relação ao tempo. A variação oscila entre -60 m e +80 m com a amplitude de 140 m sendo que a média aritmética da variação da latitude é $\Delta\phi_m = 18,9$ m com o desvio-padrão $\sigma = 21,5$ m, nesse intervalo de tempo, conforme mostra a Tabela 4.3. Existem oscilações bruscas na amplitude do sinal, na variação da latitude nos intervalos entre 490s e 600s, entre 1700s e 1800s, e entre 2150s e 2250s, nas regiões dos pontos notáveis 1, 3 e 4, o que se depreende a existência de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites, resultando um mau GDOP nos referidos intervalos de tempo (Fig. 4.30), um aumento do desvio-padrão nos 500s, e entre 2150s e 2275s (Fig. 4.33) e uma diminuição do número de satélites (Fig. 4.42).

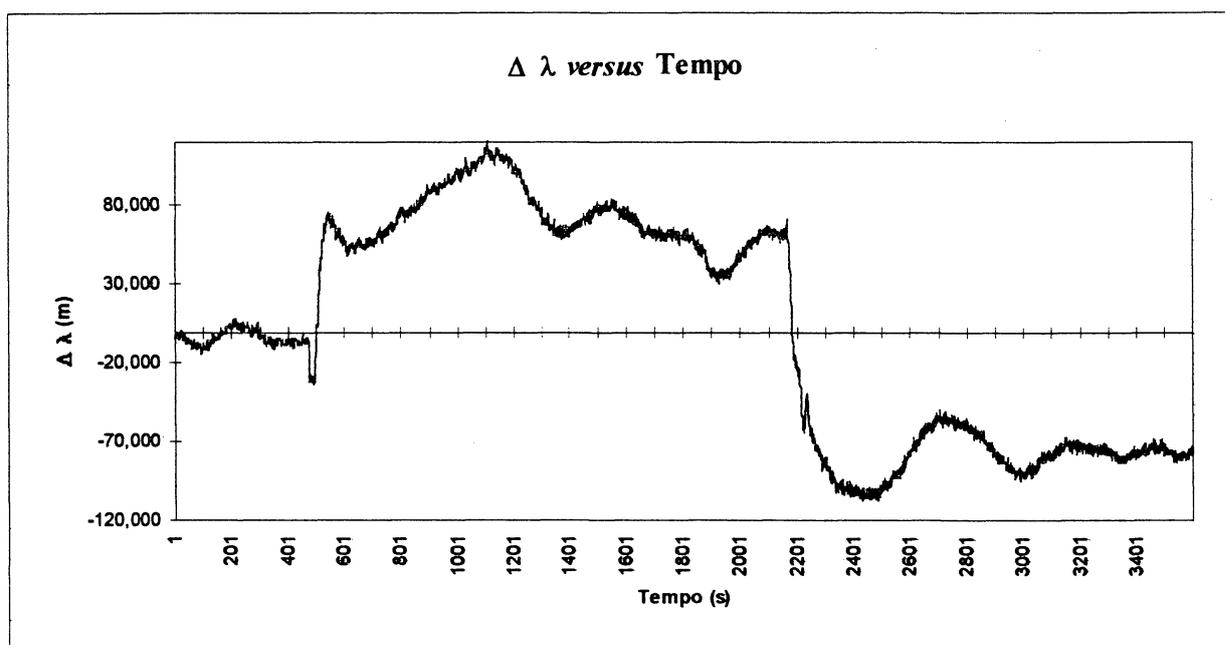
FIG. - 4.4 - GRÁFICO DE $\Delta \Phi$ (m) *versus* TEMPO (1ª. Hora)



A Fig. 4.5, primeira hora, mostra a variação da diferença de longitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1/CA) e absoluto com GPS, com relação ao tempo. A variação oscila entre -120 m e +110 m com a amplitude de 230 m sendo que a média aritmética da variação da longitude é $\Delta\lambda_m = -40$ m com o desvio-padrão $\sigma = 53,1$ m nesse intervalo de

tempo conforme mostra a Tabela 4.3. As variações bruscas verificadas na variação da longitude nos intervalos entre 490s e 600s, e entre 2150s e 2250s, nas regiões dos pontos notáveis 1 e 4, se depreende a existência de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites, resultando um mau GDOP nos referidos intervalos de tempo (Fig. 4.30), um aumento do desvio-padrão nos 500s, e entre 2150s e 2275s (Fig. 4.39), uma diminuição do número de satélites (Fig. 4.42).

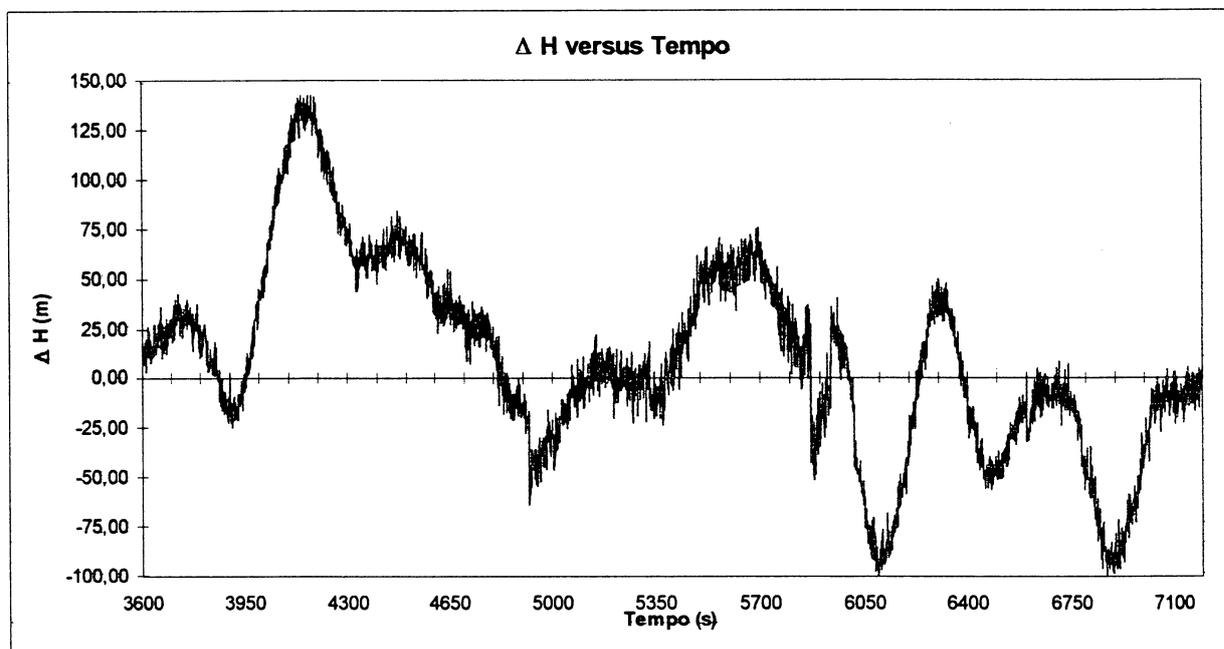
FIG. - 4.5 - GRÁFICO DE $\Delta \lambda$ (m) versus TEMPO (s) (1ª. Hora)



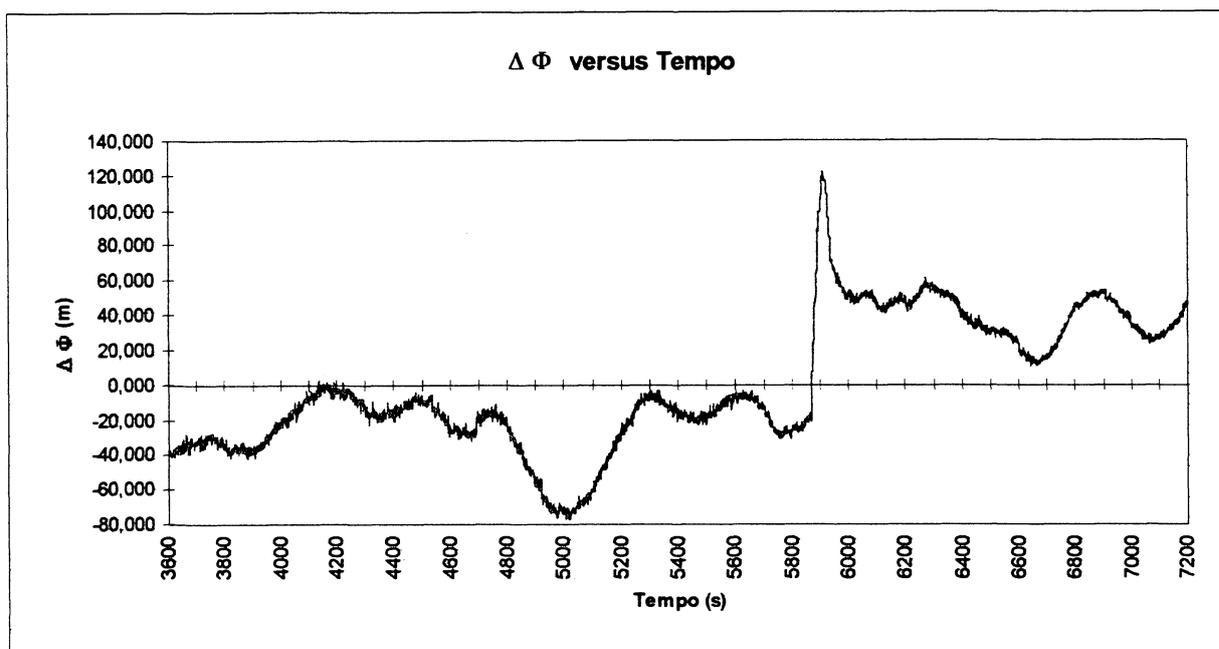
A Fig. 4.6, segunda hora, mostra a variação da diferença de altitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1/CA) e absoluto com GPS, com relação ao tempo. A variação oscila entre -100 m e +150 m com a amplitude de 250 m sendo que a média aritmética da variação da altitude é $\Delta H_m = 9,4$ m com o desvio-padrão $\sigma = 5,3$ m, nesse intervalo de tempo, conforme mostra a Tabela 4.3. Verifica-se a existência de variações bruscas do sinal, na variação da altitude nos intervalos entre 4650s e 5000s devido à causa desconhecida e entre 5700s e 6050s, na região do ponto notável 5, o que se depreende a existência de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites, resultando um mau GDOP no referido intervalo de tempo

(Fig. 4.31), um aumento do desvio-padrão (Fig. 4.40), e uma diminuição do número de satélites (Fig. 4.43).

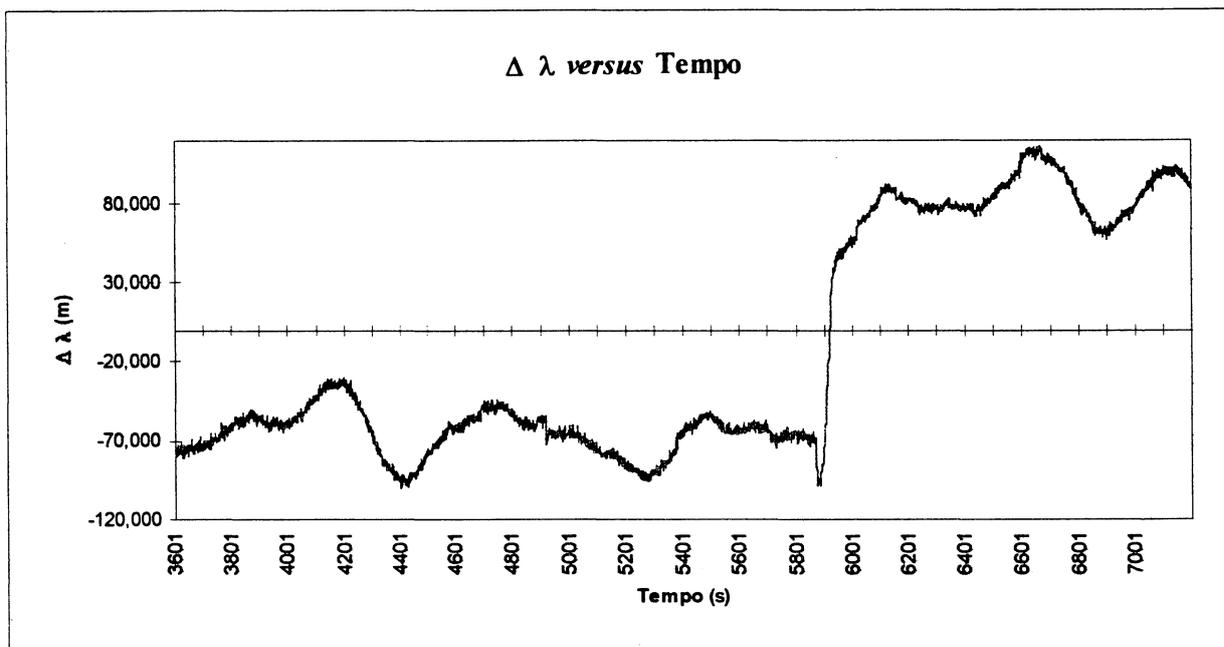
FIG. - 4.6 - GRÁFICO DE ΔH (m) *versus* TEMPO (s) (2^a. Hora)



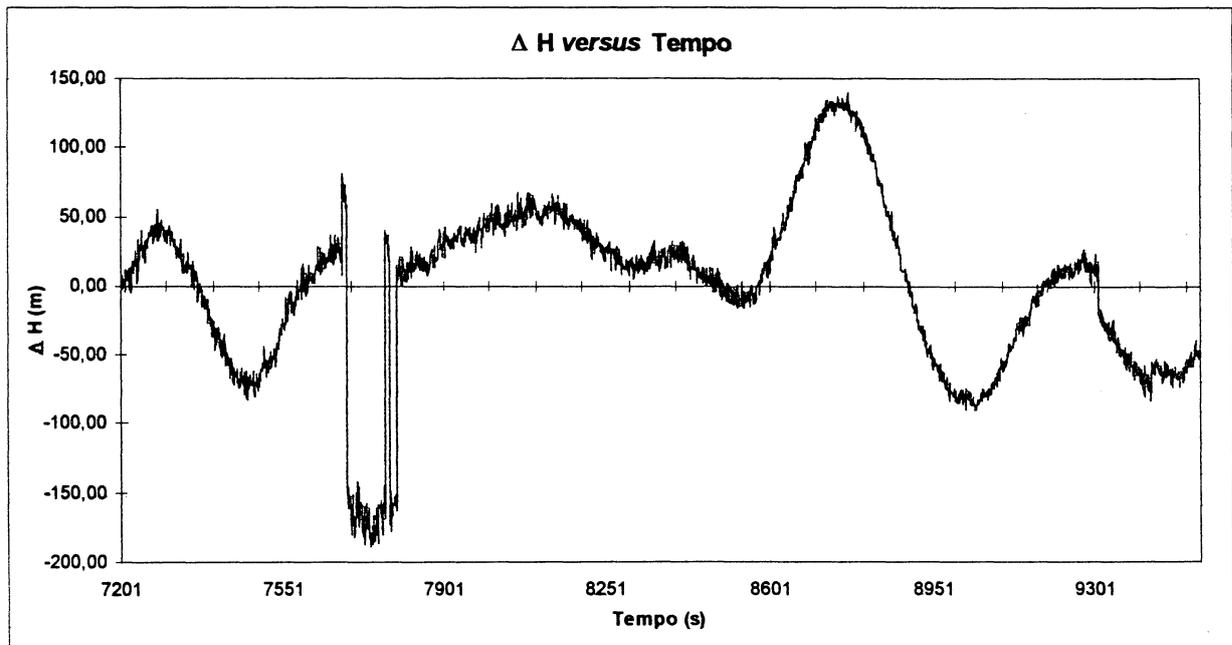
A Fig. 4.7, segunda hora, mostra a variação da diferença de latitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1/CA) e absoluto com GPS, com relação ao tempo. A variação oscila entre -100 m e +120 m com a amplitude de 220 m sendo que a média aritmética da variação da altitude é $\Delta\phi_m = 3,4$ m com o desvio-padrão $\sigma = 60,2$ m, nesse intervalo de tempo, conforme mostra a Tabela 4.3. Existe variação brusca na amplitude do sinal, na variação da latitude no intervalo entre 5700s e 6050s, na região do ponto notável 5, o que se depreende a existência de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites, resultando um mau GDOP no referido intervalo de tempo (Fig. 4.31), um aumento do desvio-padrão (Fig. 4.34) e uma diminuição do número de satélites (Fig. 4.43).

FIG. - 4.7 - GRÁFICO DE $\Delta \Phi$ (m) versus TEMPO (s) (2ª. Hora)

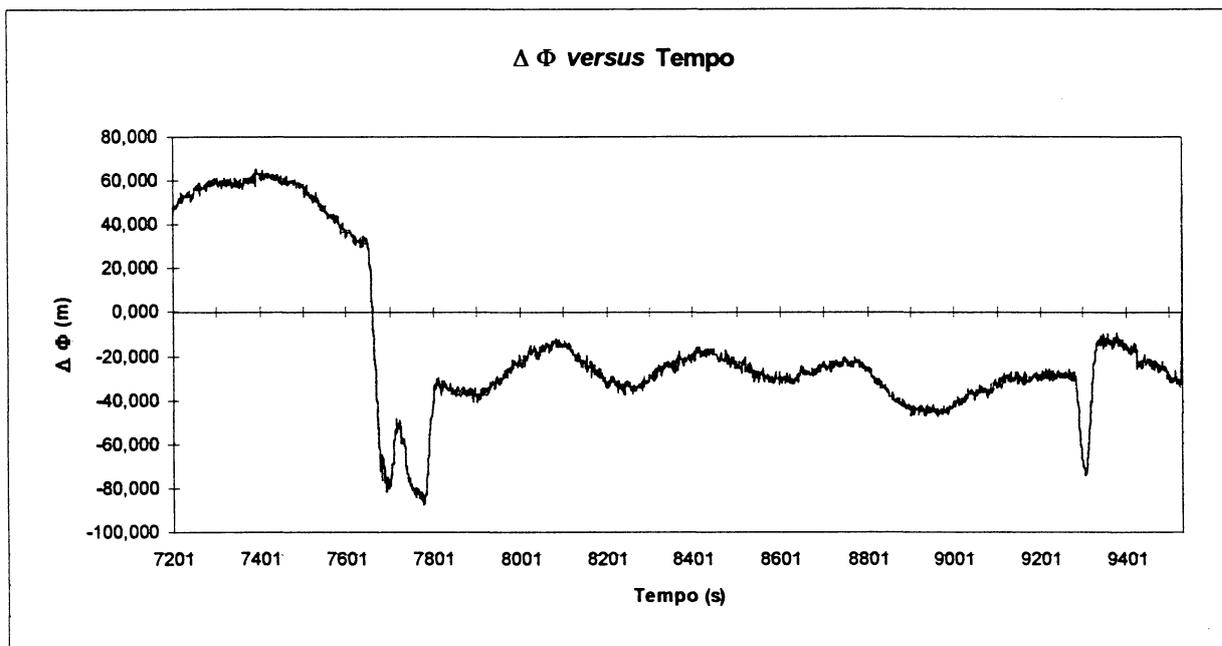
A Fig. 4.8, segunda hora, mostra a variação da diferença de longitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1/CA) e absoluto com GPS, com relação ao tempo. A variação oscila entre -100 m e +100 m com a amplitude de 200m sendo que a média aritmética da variação da longitude é $\Delta\lambda_m = 7,5$ m com o desvio-padrão $\sigma = 118,2$ m, nesse intervalo de tempo, conforme mostra a Tabela 4.3. A variação brusca verificada na variação da longitude no intervalo entre 5700s e 6050s, na região do ponto notável 5, se depreende a existência de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites, resultando um mau GDOP no referido intervalo de tempo (Fig. 4.31), um aumento do desvio-padrão (Fig.4.37) e uma diminuição do número de satélites (Fig. 4.43).

FIG. - 4.8 - GRÁFICO DE $\Delta \lambda$ (m) versus TEMPO (s) (2ª. Hora)

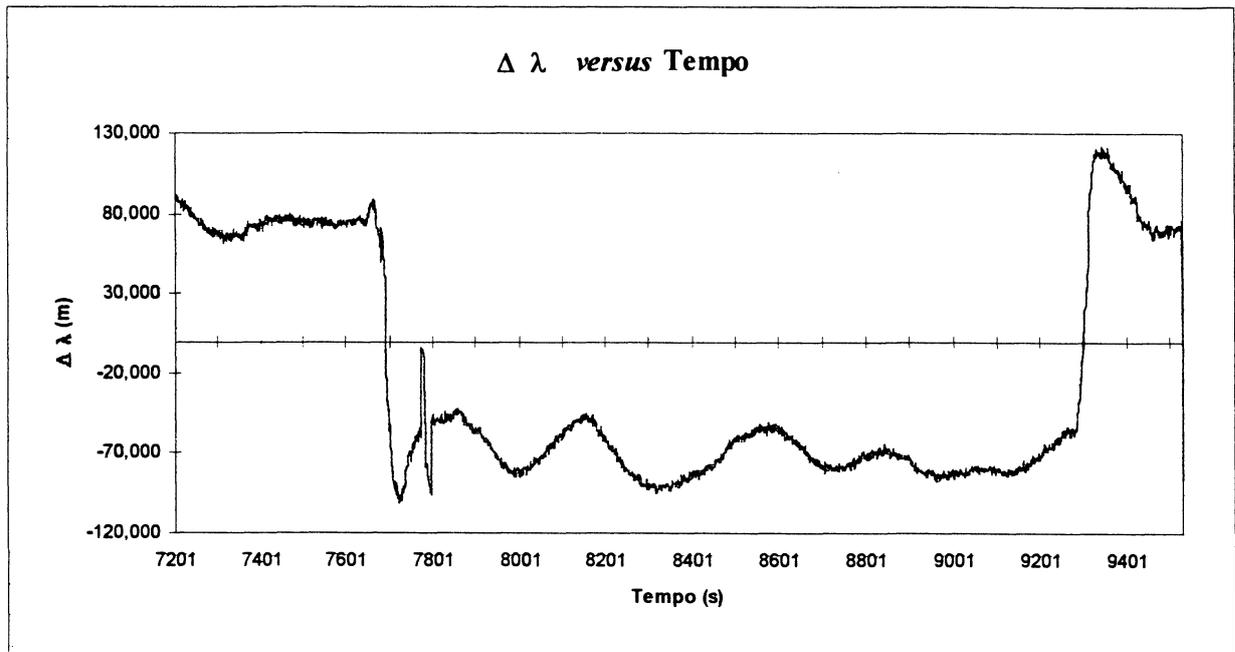
A Fig. 4.9, terceira hora, mostra a variação da diferença de altitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1/CA) e absoluto com GPS, com relação ao tempo. A variação oscila entre -200 m e +150 m com a amplitude de 350 m, sendo que a média aritmética da variação da altitude é $\Delta H_m = -26,2$ m com o desvio-padrão $\sigma = 35,3$ m, nesse intervalo de tempo, conforme mostra a Tabela 4.3. Verifica-se a existência de variações bruscas do sinal, na variação da altitude nos intervalos entre 7650s e 7800s, e entre 9250s e 9325s, nas regiões dos pontos notáveis 6 e 7. Na região do ponto notável 6 verifica-se variação brusca na amplitude do sinal, o que se depreende a existência de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites, resultando um mau GDOP no referido intervalo de tempo (Fig. 4.32), um aumento do desvio-padrão (Fig. 4.41) e uma diminuição do número de satélites no espaço (Fig. 4.44). Na região do ponto notável 7, a variação brusca da amplitude do sinal se depreende resultante de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites, conforme mostra a (Fig. 4.44).

FIG. - 4.9 - GRÁFICO DE ΔH (m) *versus* TEMPO (s) (3^a. Hora)

A Fig. 4.10, terceira hora, mostra a variação da diferença de latitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1/CA) e absoluto com GPS, com relação ao tempo. A variação oscila entre -85 m e +65 m com a amplitude de 150 m, sendo que a média aritmética da variação da latitude é $\Delta\phi_m = 49,3$ m com o desvio-padrão $\sigma = 5,4$ m, nesse intervalo de tempo, conforme mostra a Tabela 4.3. Existem oscilações bruscas na amplitude do sinal, na variação da latitude nos intervalos entre 7650s e 7800s, e entre 9250s e 9325s, nas regiões dos pontos notáveis 6 e 7. Na região do ponto notável 6 verifica-se variação brusca na amplitude do sinal, o que se depreende a existência de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites, resultando um mau GDOP no referido intervalo de tempo (Fig. 4.32), um aumento do desvio-padrão (Fig. 4.35) e diminuição do número de satélites no espaço (Fig. 4.44). Na região do ponto notável 7, a variação brusca da amplitude do sinal se depreende resultante de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites, conforme mostra a (Fig. 4.44).

FIG. - 4.10 - GRÁFICO DE $\Delta \Phi$ (m) versus TEMPO (s) (3ª. Hora)

A Fig. 4.11, terceira hora, mostra a variação da diferença de longitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1/CA) e absoluto com GPS, com relação ao tempo. A variação oscila entre -110 m e +130 m com a amplitude de 240 m sendo que a média aritmética da variação da longitude é $\Delta\lambda_m = 1,4$ m com o desvio-padrão $\sigma = 123,3$ m, nesse intervalo de tempo, conforme mostra a Tabela 4.3. As variações bruscas verificadas na variação da longitude nos intervalos entre 7650s e 7800s, e entre 9250s e 9325s, nas regiões dos pontos notáveis 6 e 7. Na região do ponto notável 6 verifica-se variação brusca na amplitude do sinal, o que se depreende a existência de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites, resultando um mau GDOP no referido intervalo de tempo (Fig. 4.32), um aumento do desvio-padrão (Fig. 4.38) e uma diminuição do número de satélites no espaço (Fig. 4.44). Na região do ponto notável 7, a variação brusca da amplitude do sinal se depreende resultante de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites, conforme mostra a (Fig. 4.44).

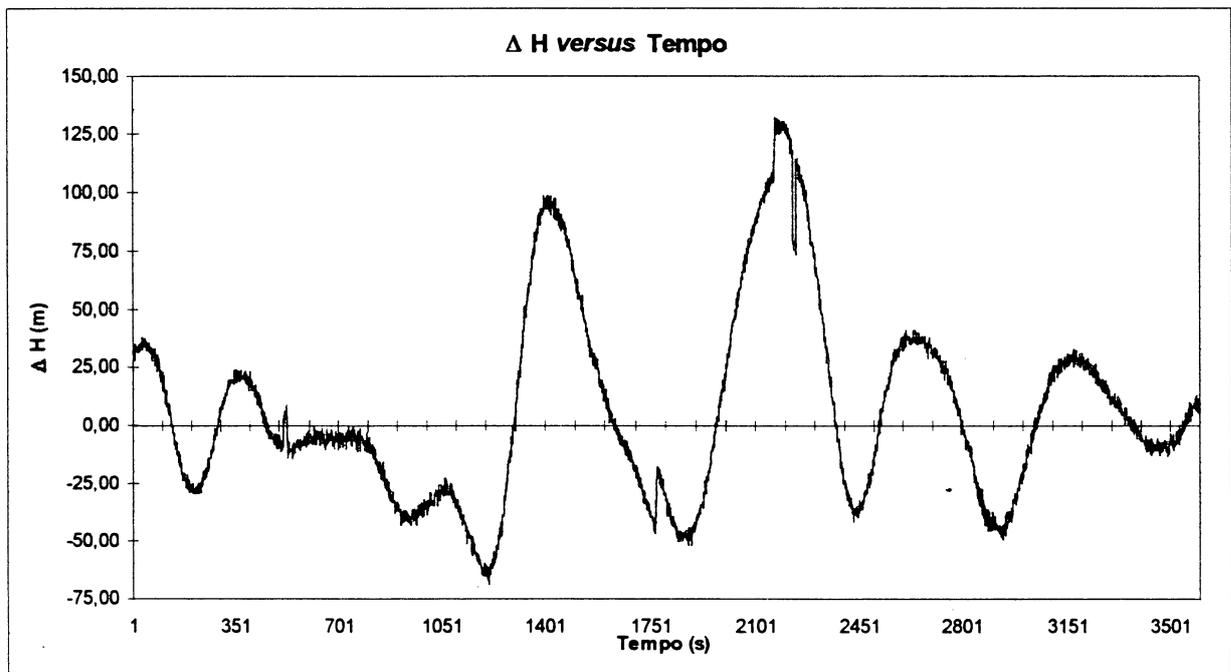
FIG. - 4.11 - GRÁFICO DE $\Delta \lambda$ (m) *versus* TEMPO (s) (3ª. Hora)

4.5.2. - Análise dos Gráficos das Diferenças entre o Posicionamento Relativo (L1) e

Absoluto com GPS

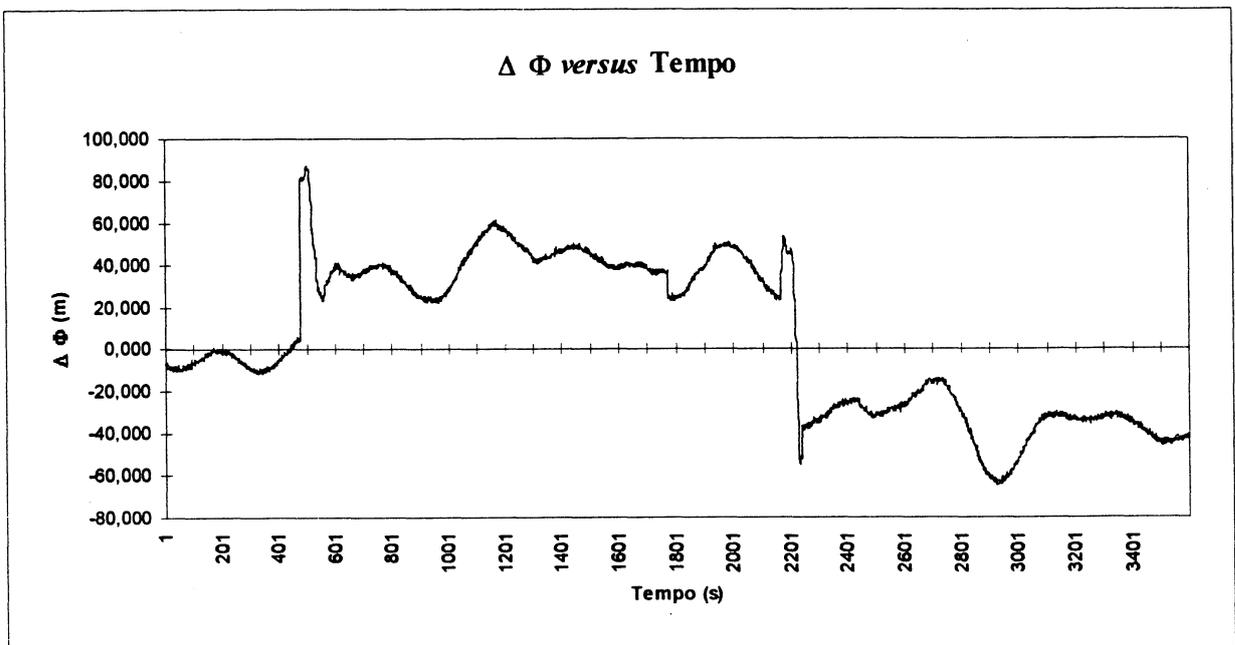
A Fig. 4.12, primeira hora, mostra a variação da diferença de altitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1) e absoluto com GPS, com relação ao tempo. A média aritmética da variação da altitude é $\Delta H_m = 20,2$ m com o desvio-padrão $\sigma = 16,2$ m, nesse intervalo de tempo, conforme mostra a Tabela 4.2. Verifica-se a existência de variações bruscas do sinal, na variação da altitude nos intervalos entre 490s e 600s, entre 800s e 950s, entre 1700s e 1800s, e entre 2150s e 2250s, nas regiões dos pontos notáveis 1, 2, 3 e 4, o que se depreende a existência de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites, resultando um mau GDOP nos referidos intervalos de tempo (Fig. 4.30), um aumento dos desvios-padrão nos 500s, e entre 2150s e 2275s (Fig. 4.39) e uma diminuição do número de satélites (Fig. 4.42).

FIG. - 4.12.- GRÁFICO DE ΔH (m) versus TEMPO (s) (1ª. Hora)



A Fig. 4.13, primeira hora, mostra a variação da diferença de latitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1) e absoluto com GPS, com relação ao tempo. A variação oscila entre -60 m e +80 m com a amplitude de 140 m sendo que a média aritmética da variação da latitude é $\Delta\phi_m = -24$ m com o desvio-padrão $\sigma = 23,7$ m, nesse intervalo de tempo, conforme mostra a Tabela 4.2. Existem oscilações bruscas na variação da latitude nos intervalos entre 490s e 600s e entre 2150s e 2250s, nas regiões dos pontos notáveis 1 e 4, o que se depreende a existência de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites, resultando um mau GDOP nos referidos intervalos de tempo (Fig. 4.30), um aumento dos desvios-padrão nos 500s, e entre 2150s e 2275s (Fig. 4.33) e uma diminuição do número de satélites (Fig. 4.42).

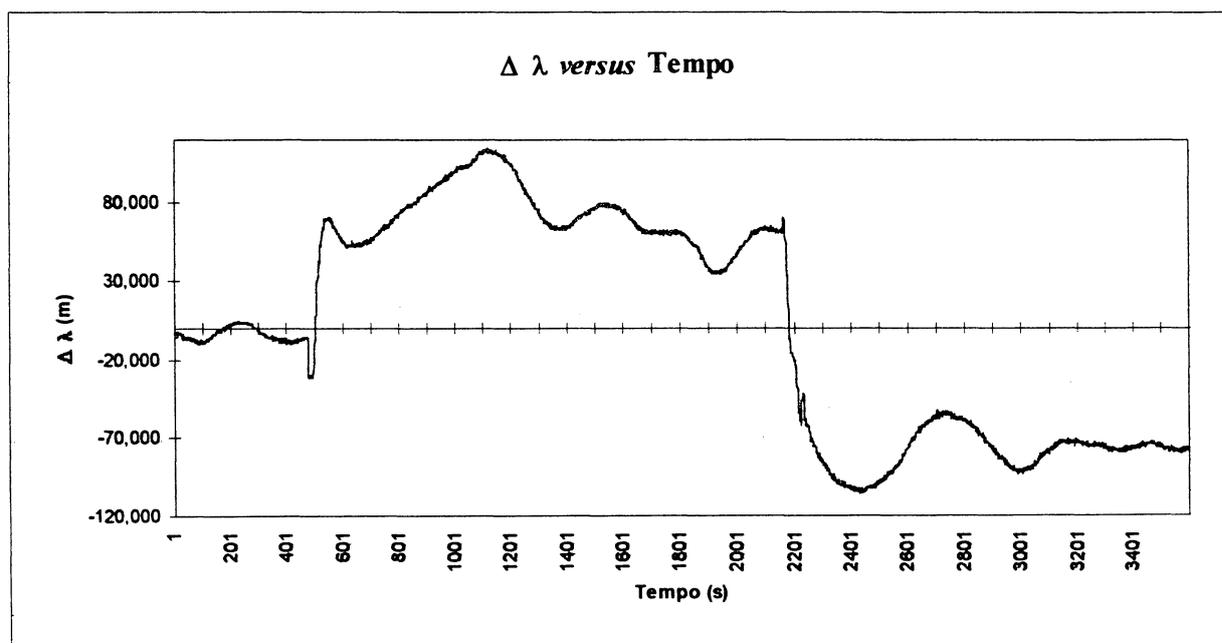
FIG. - 4.13 - GRÁFICO DE $\Delta \Phi$ (m) versus TEMPO (s) (1ª. Hora)



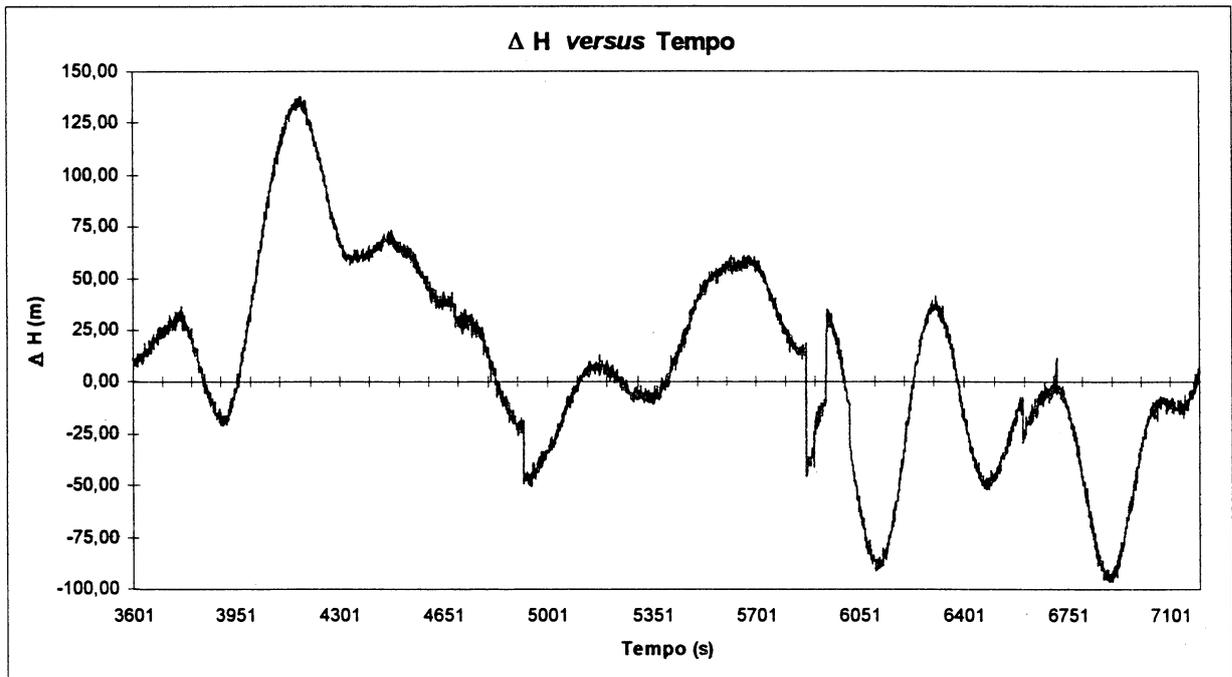
A Fig. 4.14, primeira hora, mostra a variação da diferença de longitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1) e absoluto com GPS, com relação ao tempo. A variação oscila entre -120 m e +120 m com a amplitude de 240 m sendo que a média aritmética da variação da longitude é $\Delta\lambda_m = -40$ m com o desvio-padrão $\sigma = 53,1$ m, nesse intervalo de

longitude nos intervalos entre 490s e 600s, e entre 2150s e 2250s, nas regiões dos pontos notáveis 1, 2, 3 e 4, o que se depreende a existência de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites, resultando um mau GDOP nos referidos intervalos de tempo (Fig. 4.30), um aumento dos desvios-padrão nos 500s, entre 2150s e 2275s (Fig. 4.36) e uma diminuição do número de satélites (Fig. 4.42).

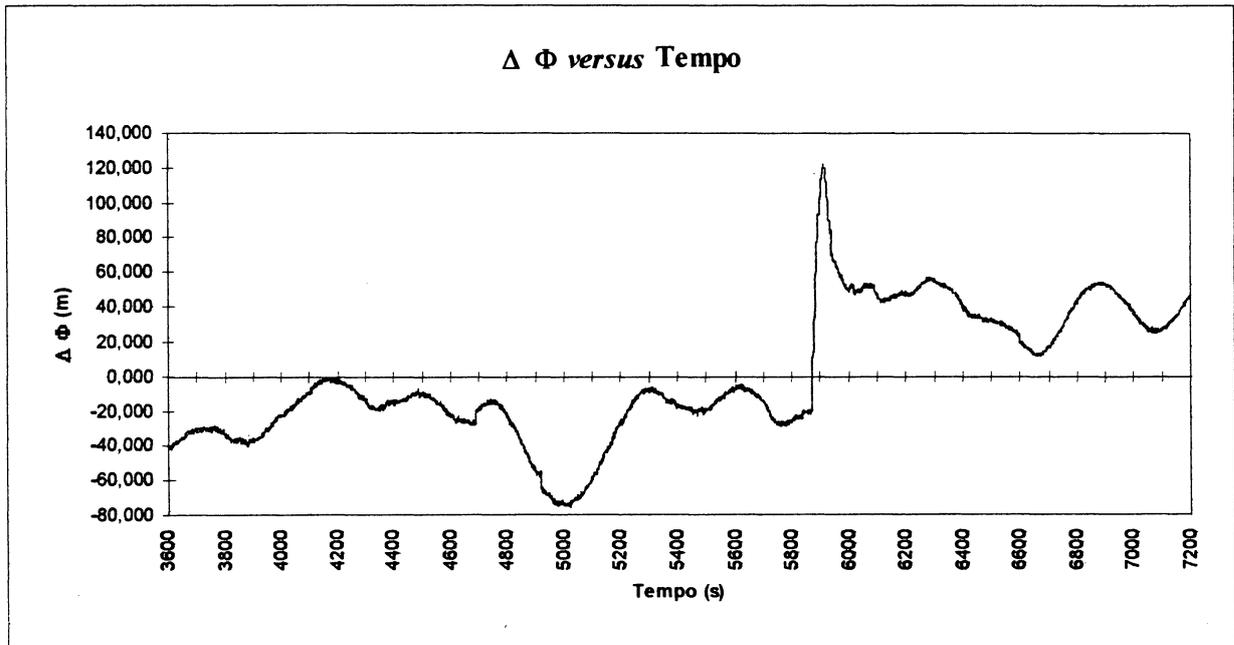
FIG. - 4.14 - GRÁFICO DE $\Delta \lambda$ (m) *versus* TEMPO (s) (1ª. Hora)



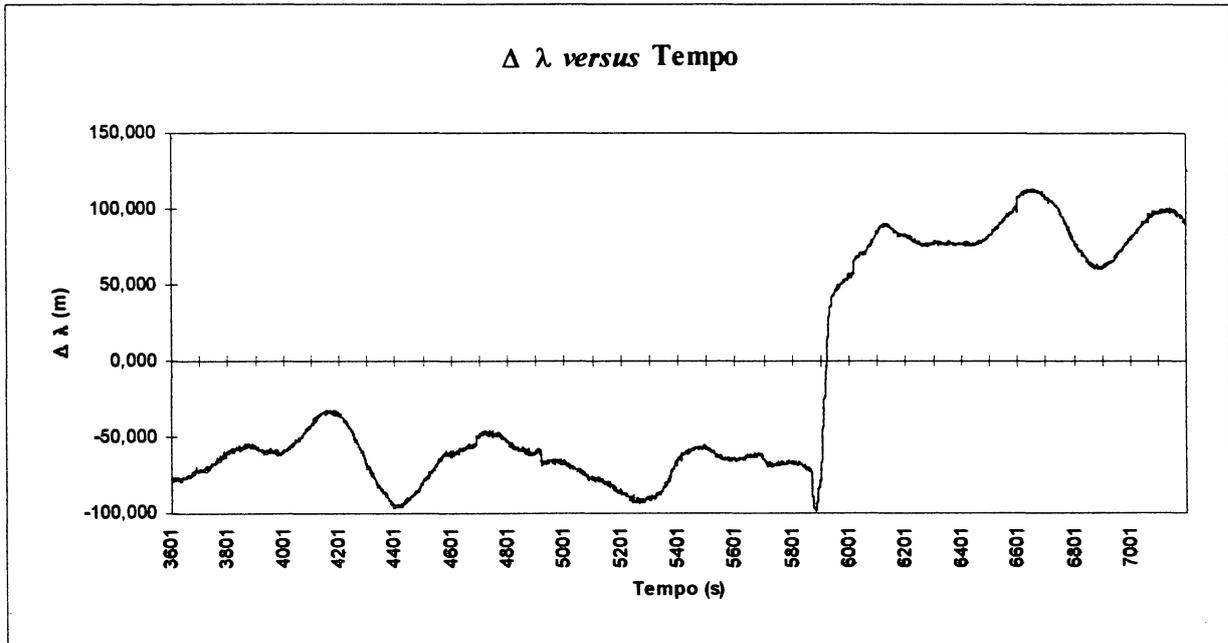
A Fig. 4.15, segunda hora, mostra a variação da diferença de altitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1) e absoluto com GPS, com relação ao tempo. A média aritmética da variação da altitude é $\Delta H_m = 8,9$ m com o desvio-padrão $\sigma = 3,5$ m, nesse intervalo de tempo, conforme mostra a Tabela 4.2. Verifica-se a existência de variações bruscas do sinal na variação da altitude nos intervalos entre 4650s e 5000s devido a causa desconhecida e entre 5700s e 6050s, na região do ponto notável 5, o que se depreende a existência de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites, resultando um mau GDOP no referido intervalo de tempo (Fig. 4.31), um aumento do desvio-padrão (Fig. 4.40) e uma diminuição do número de satélites (Fig. 4.43).

FIG. - 4.15 - GRÁFICO DE ΔH (m) versus TEMPO (s) (2ª. Hora)

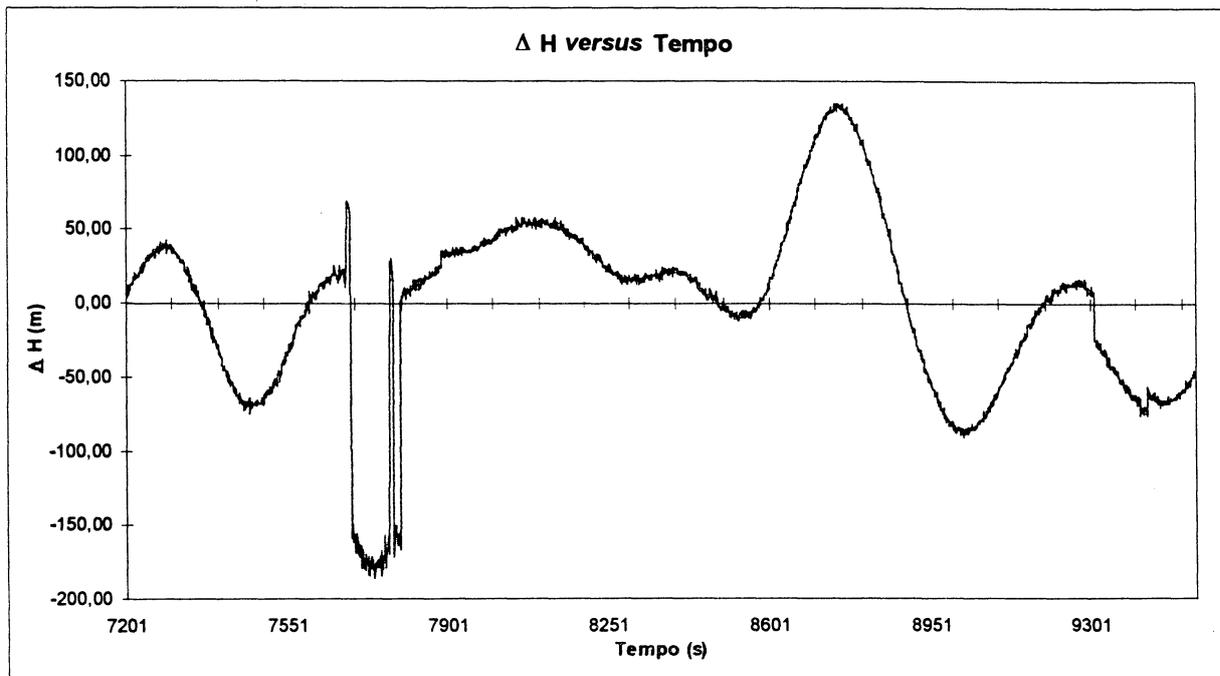
A Fig. 4.16, segunda hora, mostra a variação da diferença de latitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1) e absoluto com GPS, com relação ao tempo. A variação oscila entre -80 m e +130 m com a amplitude de 210 m sendo que a média aritmética da variação da latitude é $\Delta\phi_m = 3,2$ m com o desvio-padrão $\sigma = 62,4$ m, nesse intervalo de tempo, conforme mostra a Tabela 4.2. Existem oscilações bruscas do sinal na variação da latitude no intervalo entre 5700s e 6050s, na região do ponto notável 5, o que se depreende a existência de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites, resultando um mau GDOP no referido intervalo de tempo (Fig. 4.31), um aumento do desvio-padrão (Fig. 4.34) e uma diminuição do número de satélites (Fig. 4.43).

FIG. - 4.16 - GRÁFICO DE $\Delta \Phi$ (m) versus TEMPO (s) (2ª. Hora)

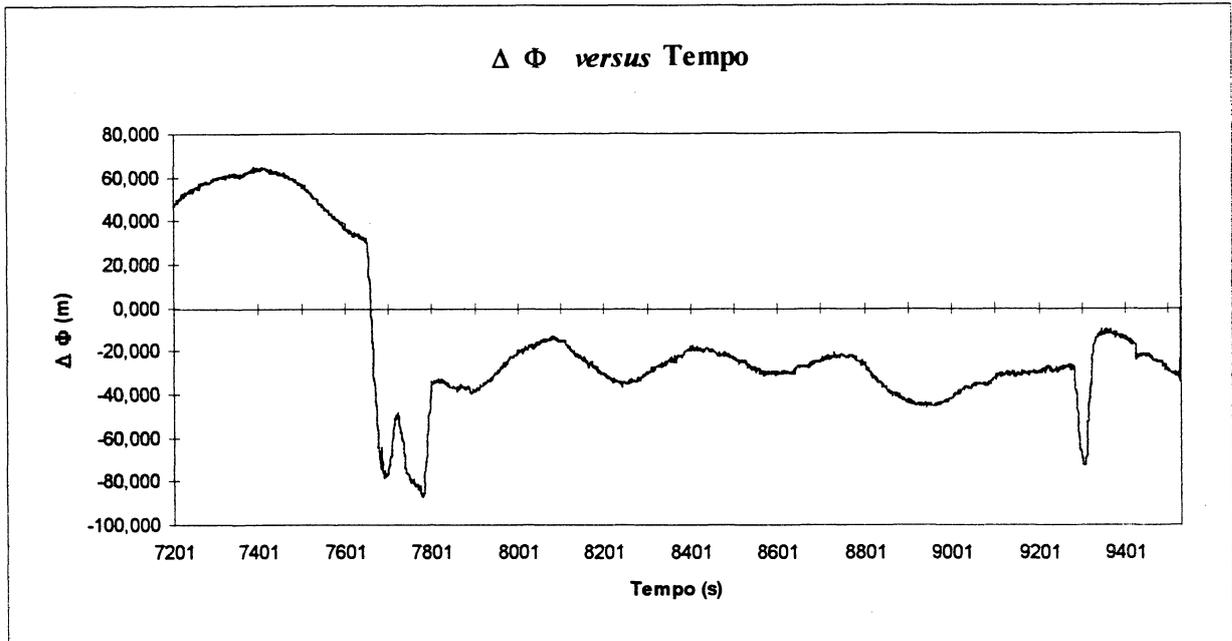
A Fig. 4.17, segunda hora, mostra a variação da diferença de longitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1) e absoluto com GPS, com relação ao tempo. A variação oscila entre -100 m e +150 m com a amplitude de 250 m sendo que a média aritmética da variação da longitude é $\Delta\lambda_m = 6$ m com o desvio-padrão $\sigma = 118,8$ m, nesse intervalo de tempo, conforme mostra a Tabela 4.2. Na variação brusca do sinal verificada na variação da longitude no intervalo entre 5700s e 6050s, na região do ponto notável 5, se depreende a existência de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites, (para o caso uma diminuição do número de satélites (Fig. 4.43)), resultando um mau GDOP no referido intervalo de tempo (Fig. 4.31) e um aumento do desvio-padrão (Fig. 4.40).

FIG. - 4.17 - GRÁFICO DE $\Delta \lambda$ (m) versus TEMPO (s) (2ª. Hora)

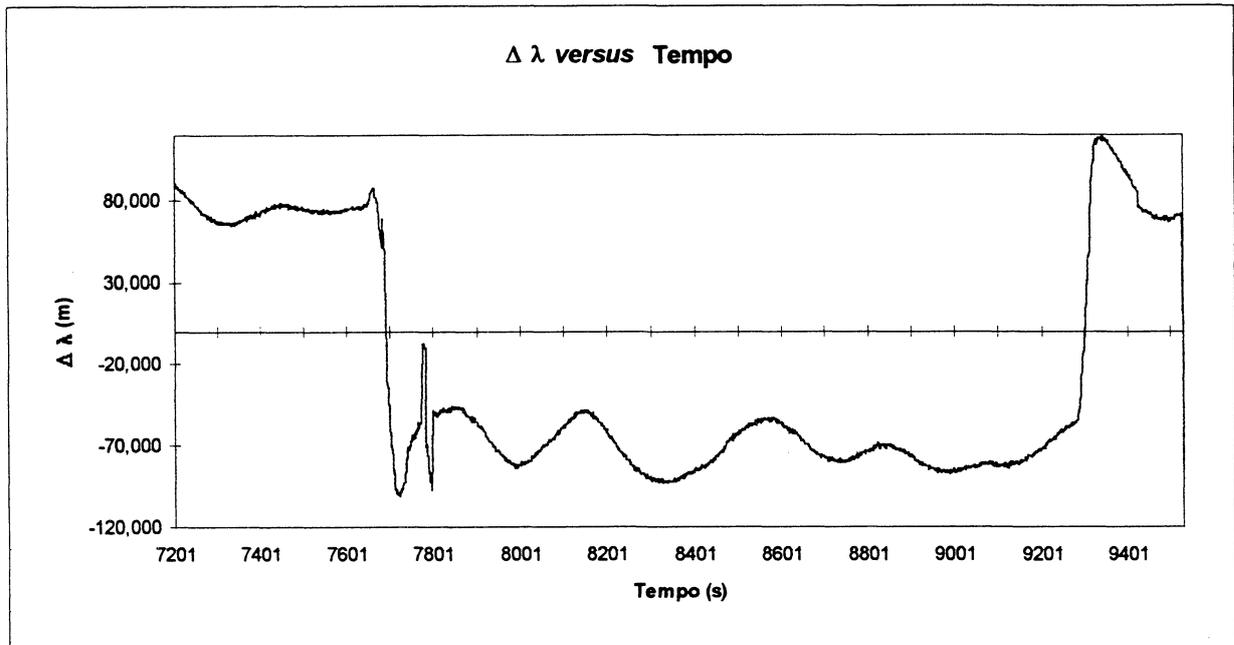
A Fig. 4.18, terceira hora, mostra a variação da diferença de altitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1) e absoluto com GPS, com relação ao tempo. A variação oscila entre -200 m e +150 m com a amplitude de 350 m sendo que a média aritmética da variação da altitude é $\Delta H_m = -21,1$ m com o desvio-padrão $\sigma = 39,8$ m, nesse intervalo de tempo, conforme mostra a Tabela 4.2. Verifica-se a existência de variações bruscas do sinal, na variação da altitude nos intervalos entre 7650s e 7800s, e entre 9250s e 9325s, nas regiões dos pontos notáveis 6 e 7. Na região do ponto notável 6 verifica-se variação brusca na amplitude do sinal, o que se depreende a existência de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites (para o caso uma diminuição do número de satélites (Fig. 4.44)), resultando um mau GDOP no referido intervalo de tempo (Fig. 4.32), e um aumento do desvio-padrão (Fig. 4.41). Na região do ponto notável 7, a variação brusca da amplitude do sinal se depreende resultante de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites, conforme mostra a (Fig. 4.44).

FIG. - 4.18 - GRÁFICO DE ΔH (m) versus TEMPO (s) (3ª. Hora)

A Fig. 4.19, terceira hora, mostra a variação da diferença de latitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1) e absoluto com GPS, com relação ao tempo. A variação oscila entre -90 m e +65 m com a amplitude de 155 m sendo que a média aritmética da variação da latitude é $\Delta\varphi_m = 50,7$ m com o desvio-padrão $\sigma = 5,4$ m, nesse intervalo de tempo, conforme mostra a Tabela 4.2. Existem oscilações bruscas do sinal na variação da latitude nos intervalos entre 7650s e 7800s, e entre 9250s e 9325s, nas regiões dos pontos notáveis 6 e 7. Na região do ponto notável 6 verifica-se variação brusca na amplitude do sinal, o que se depreende a existência de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites (diminuição do número de satélites no espaço (Fig. 4.40)), resultando um mau GDOP no referido intervalo de tempo (Fig. 4.32), um aumento do desvio-padrão (Fig. 4.35). Na região do ponto notável 7, a variação brusca da amplitude do sinal se depreende resultante de saltos de ciclo embora não exista alteração na geometria dos satélites, conforme mostram as (Figs. 4.32 e 4.44).

FIG. - 4.19 - GRÁFICO DE $\Delta \Phi$ (m) versus TEMPO (s) (3ª. Hora)

A Fig. 4.20, terceira hora, mostra a variação da diferença de longitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1) e absoluto com GPS, com relação ao tempo. A variação oscila entre -120 m e +100 m com a amplitude de 320 m sendo que a média aritmética da variação da longitude é $\Delta \lambda_m = 1,9$ m com o desvio-padrão $\sigma = 123,3$ m, nesse intervalo de tempo, conforme mostra a Tabela 4.2. As variações bruscas verificadas na variação da longitude nos intervalos entre 7650s e 7800s, e entre 9250s e 9325s, nas regiões dos pontos notáveis 6 e 7. Na região do ponto notável 6 verifica-se variação brusca na amplitude do sinal, o que se depreende a existência de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites (devido a diminuição do número de satélites no espaço), resultando um mau GDOP no referido intervalo de tempo (Fig. 4.32) e um aumento do desvio-padrão (Fig. 4.41). Na região do ponto notável 7, a variação brusca da amplitude do sinal se depreende resultante de saltos de ciclo ou efeito da geometria dos satélites, conforme mostra a (Fig. 4.44).

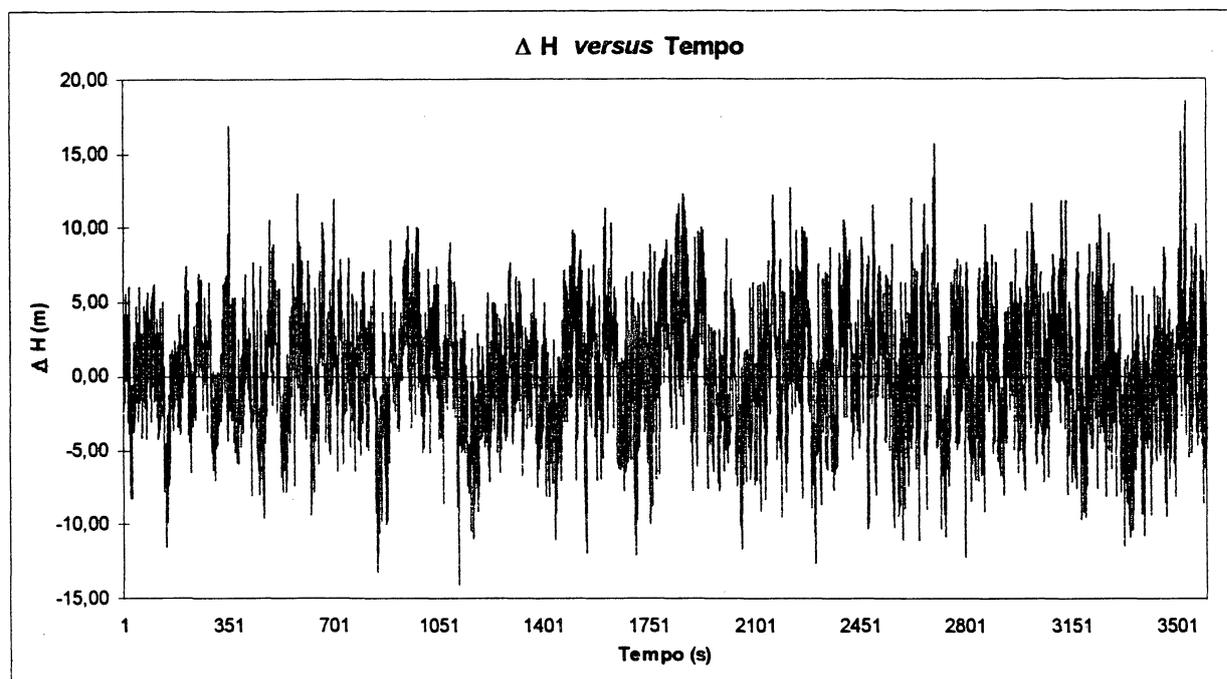
FIG. - 4.20 - GRÁFICO DE $\Delta \lambda$ (m) versus TEMPO (s) (3ª. Hora)

Verificou-se que a análise dos gráficos do posicionamento relativo (L1/CA) e absoluto, e a análise do posicionamento relativo (L1) e absoluto seriam idênticas se não houvesse diferença no nível do ruído do sinal. O posicionamento relativo (L1) e absoluto tem o sinal mais fraco que o posicionamento relativo (L1/CA) e absoluto.

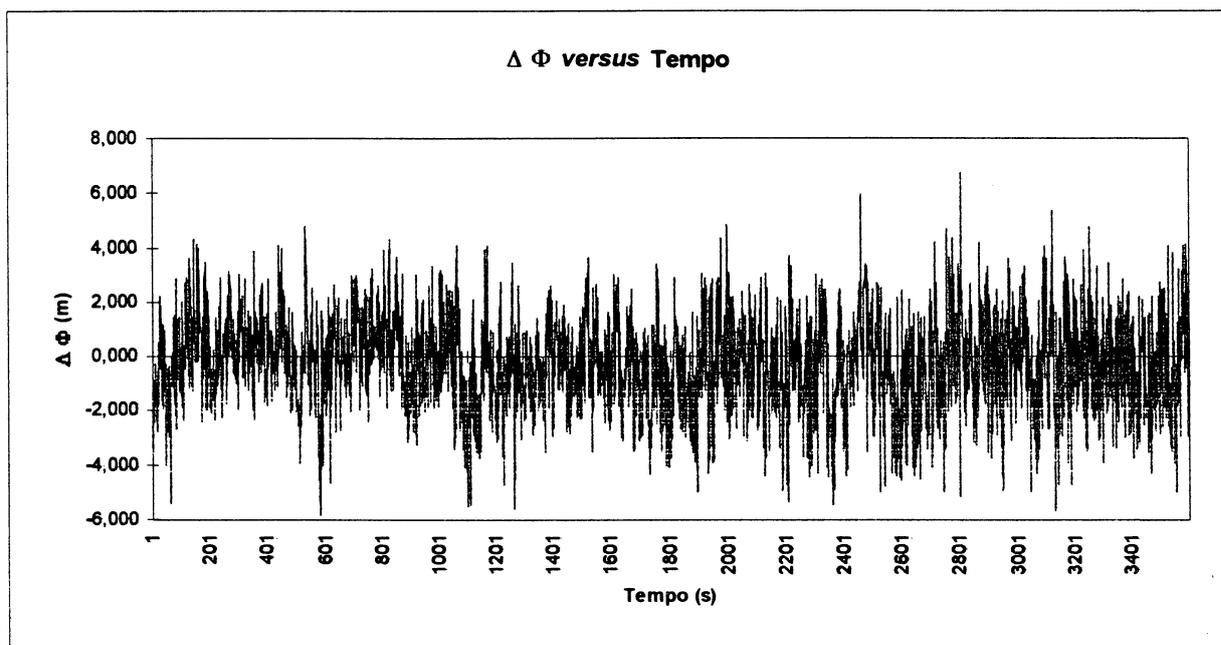
4.5.3 Análise dos Gráficos das Diferenças entre o Posicionamento Relativo (L1/CA) e Relativo (L1), com GPS.

A Fig. 4.21, primeira hora, mostra a variação da diferença de altitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1/CA) e relativo (L1) com GPS, com relação ao tempo. A variação oscila entre -14 m e +20 m, com a amplitude máxima de 34 m sendo que, a média aritmética da variação da altitude é $\Delta H_m = -1,3$ m com desvio-padrão $\sigma = 3,0$ m, conforme mostra a Tabela 4.1.

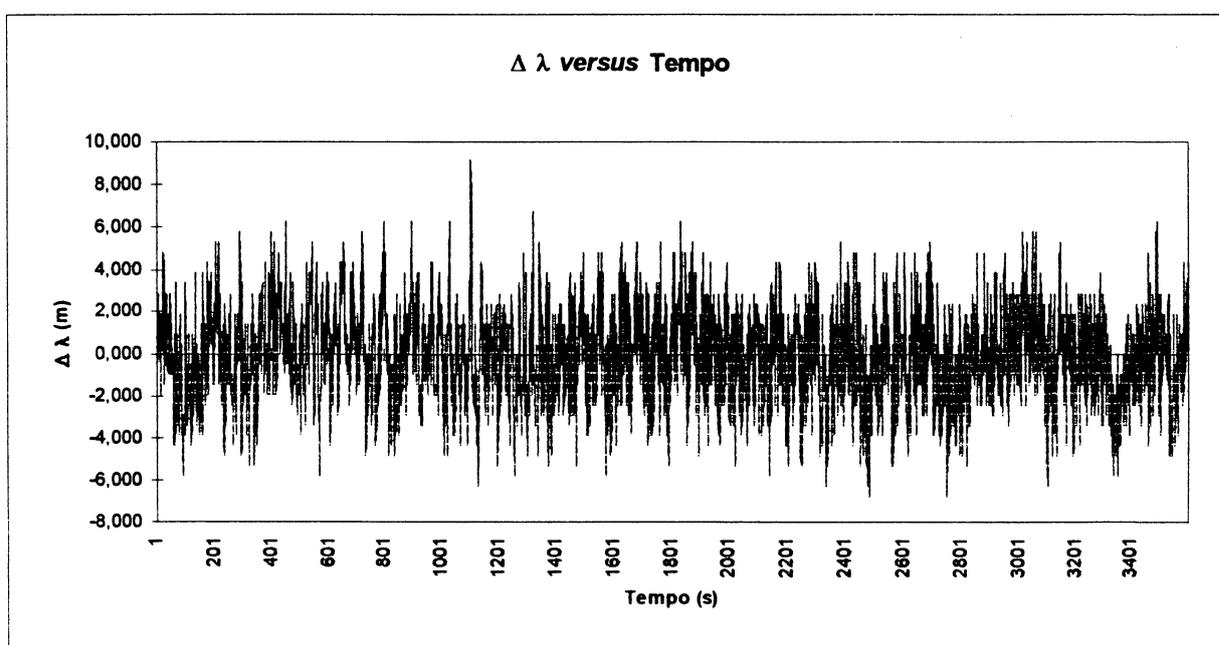
FIG. - 4.21 - GRÁFICO DE ΔH (m) versus TEMPO (s) (1ª. Hora)



A Fig. 4.22, primeira hora, mostra a variação da diferença de latitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1/CA) e relativo (L1) com GPS, com relação ao tempo. A variação da latitude oscila entre -6 m e +7 m, com a amplitude máxima de 13 m sendo que, a média aritmética da variação da latitude é $\Delta \phi_m = -0,4$ m com desvio-padrão $\sigma = 2,2$ m, conforme Tabela 4.1.

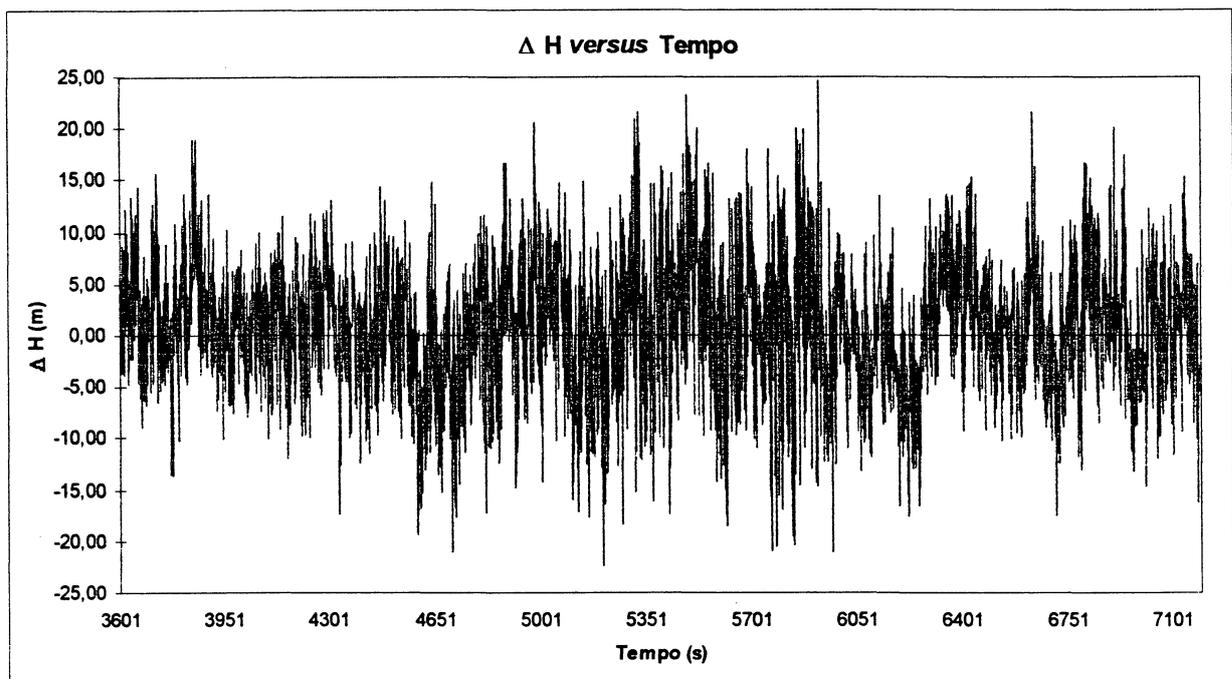
FIG. - 4.22.- GRÁFICO DE $\Delta \Phi$ (m) versus TEMPO (s) (1ª. Hora)

A Fig. 4.23, primeira hora, mostra a variação da diferença de longitude, entre as soluções do posicionamento relativo (L1/CA) e relativo (L1) com GPS, com relação ao tempo. A variação da longitude oscila entre -7 m e +9 m, com amplitude máxima de 16 m sendo que, a média aritmética da variação da longitude $\Delta \lambda_m = 0,0$ m e desvio-padrão $\sigma = 0,0$ m, conforme mostra a Tabela 4.1.

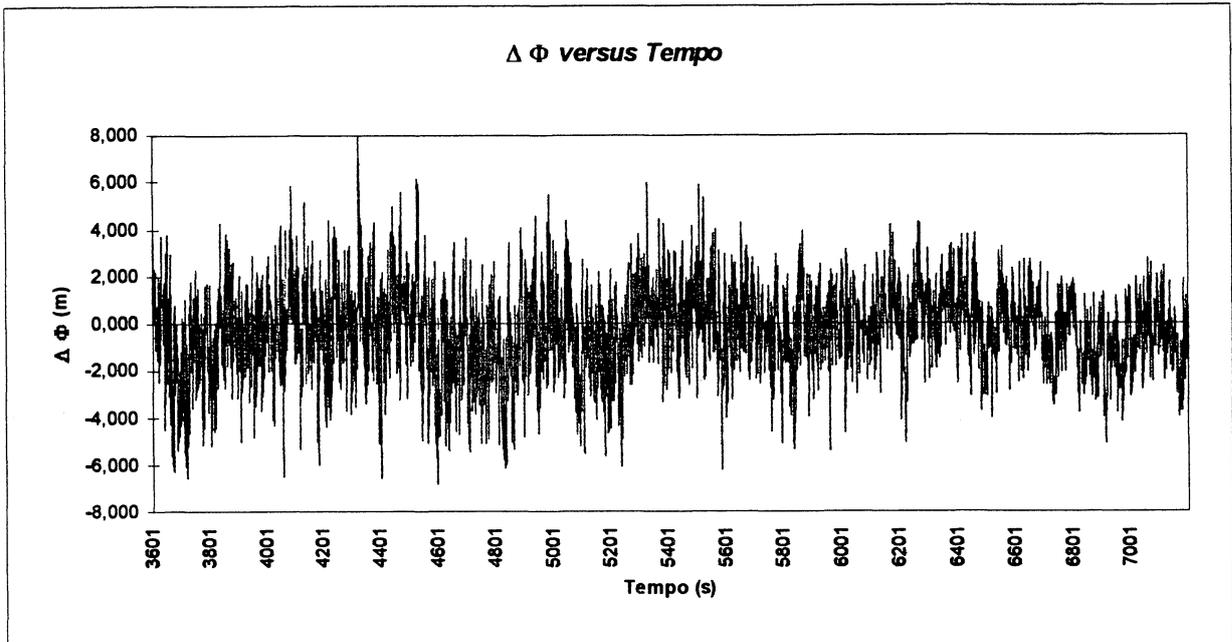
FIG. - 4.23 - GRÁFICO DE $\Delta \lambda$ (m) versus TEMPO (s) (1ª. Hora)

A Fig. 4.24, segunda hora, amostra a variação da diferença de altitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1/CA) e relativo (L1) com GPS, com relação ao tempo. A variação oscila entre -24 m e +24 m, com amplitude máxima de 48 m sendo que, a média aritmética da variação da altitude é $\Delta H_m = 0,5$ m e desvio-padrão $\sigma = 1,8$ m, conforme mostra a Tabela 4.1.

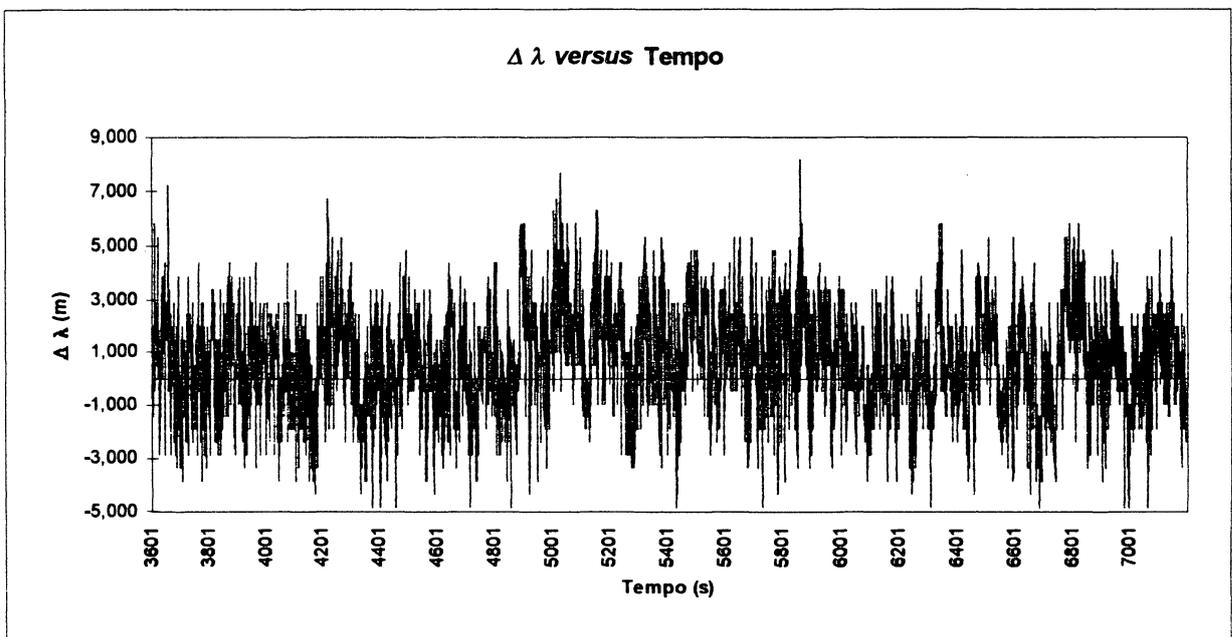
FIG. - 4.24 - GRÁFICO DE ΔH (m) versus TEMPO (s) (2ª. Hora)



A Fig. 4.25, segunda hora, mostra a variação da diferença de latitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1/CA) e relativo (L1) com GPS, com relação ao tempo. A variação da latitude oscila entre -7 m e +8 m, com a amplitude máxima de 15 m sendo que, a média aritmética da variação da latitude é $\Delta \phi_m = 0,2$ m e desvio-padrão $\sigma = 2,2$ m, conforme mostra a Tabela 4.1.

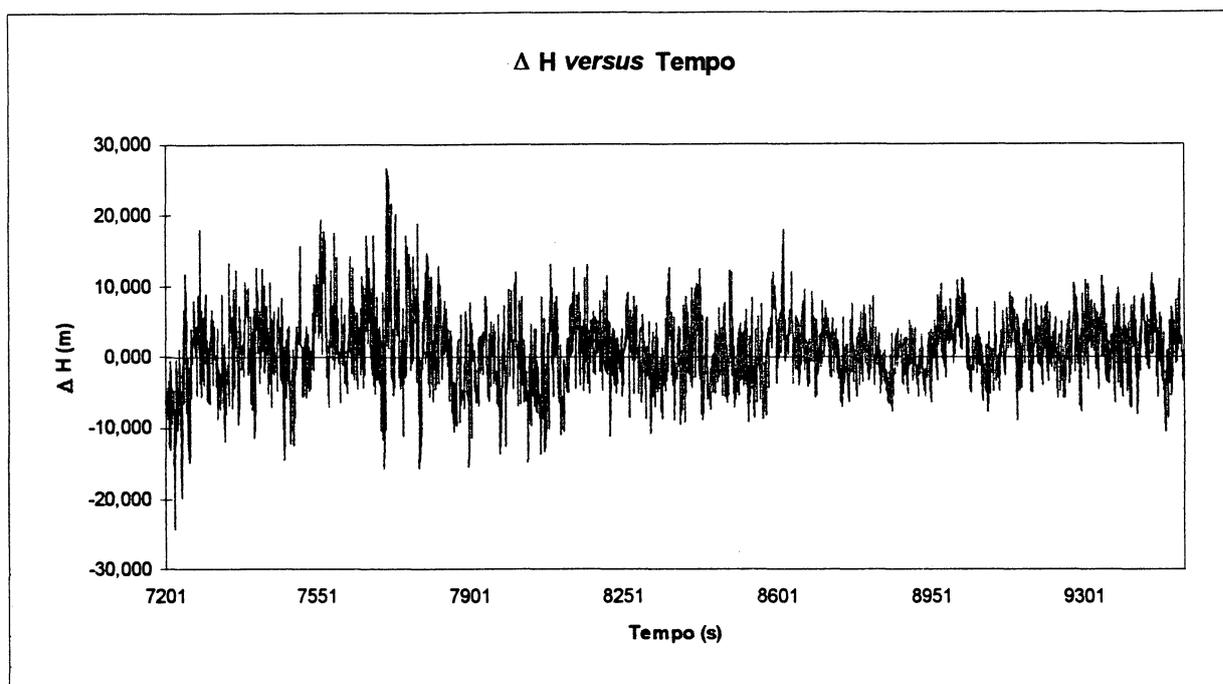
FIG. - 4.25 - GRÁFICO DE $\Delta \Phi$ (m) versus TEMPO (s)(2ª. Hora)

A Fig. 4.26, segunda hora, mostra a variação da diferença de longitude, entre as soluções do posicionamento relativo (L1/CA) e relativo (L1) com GPS, com relação ao tempo. A variação da longitude oscila entre -5 m e +8 m, com a amplitude máxima de 13 m sendo que, a média aritmética da variação da longitude é $\Delta \lambda_m = 1,4$ m com desvio-padrão $\sigma = 0,7$ m, conforme mostra a Tabela 4.1.

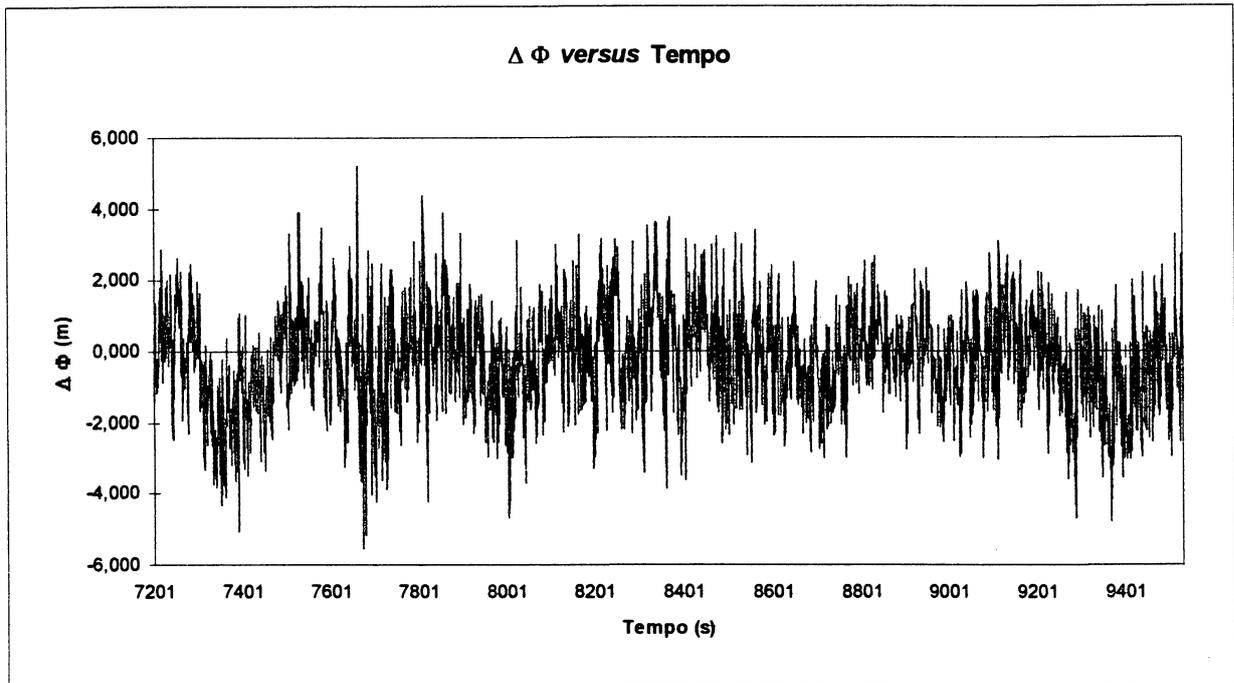
FIG. - 4.26 - GRÁFICO DE $\Delta \lambda$ (m) versus TEMPO (s) (2ª. Hora)

A Fig. 4.27, terceira hora, mostra a variação da diferença de altitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1/CA) e relativo (L1) com GPS, com relação ao tempo. A variação oscila entre -23 m e +26 m, com amplitude máxima de 49 m sendo que, a média aritmética da variação da altitude é $\Delta H_m = -5,1$ m com desvio-padrão $\sigma = 4,6$ m, conforme mostra a Tabela 4.1.

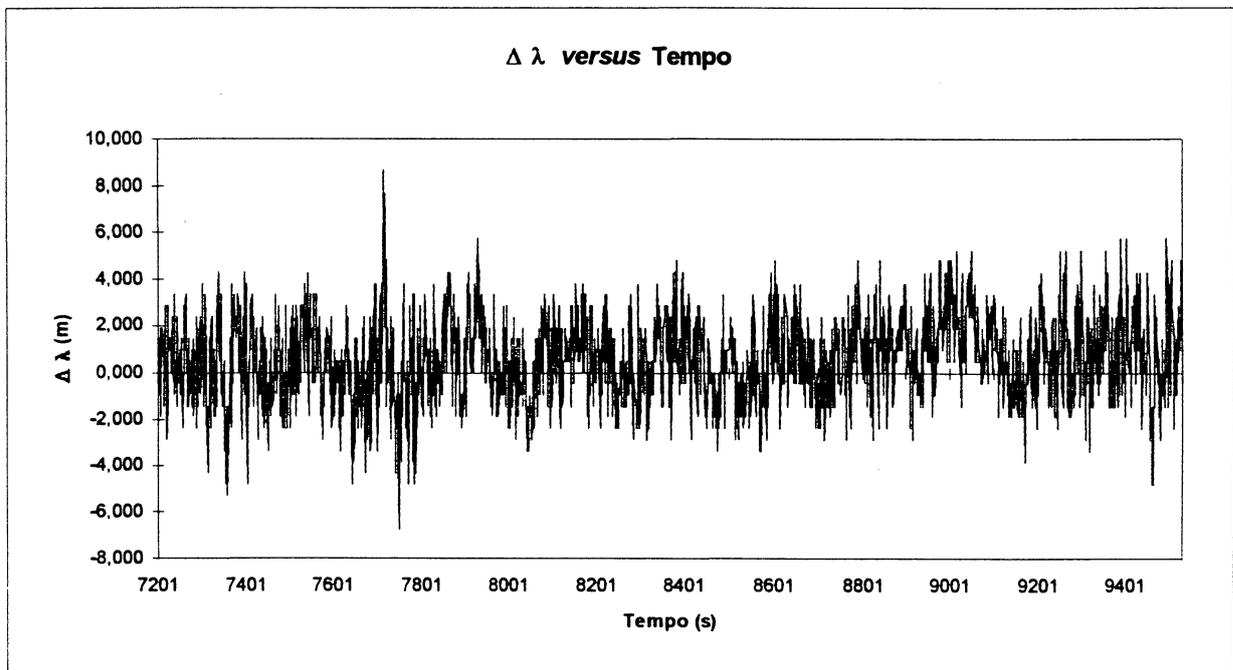
FIG. - 4.27 - GRÁFICO DE ΔH (m) versus TEMPO (s) (3ª. Hora)



A Fig. 4.28, terceira hora, mostra a variação da diferença de latitude entre as soluções do posicionamento relativo (L1/CA) e relativo (L1) com GPS, com relação ao tempo. A variação da latitude oscila entre -6 m e +7 m, com amplitude máxima de 49 m sendo que, a média aritmética da variação da latitude é $\Delta \phi_m = -1,4$ m com desvio-padrão $\sigma = 0,0$ m, conforme mostra a Tabela 4.1.

FIG. - 4.28 - GRÁFICO DE $\Delta \Phi$ (m) versus TEMPO (s) (3ª. Hora)

A Fig. 4.29 mostra a variação da diferença de longitude, entre as soluções do posicionamento relativo (L1/CA) e relativo (L1) com GPS, com relação ao tempo. A variação da longitude oscila entre -8 m e +9 m, com amplitude máxima de 17 m sendo que, a média aritmética da variação da longitude $\Delta \lambda_m = -0,5$ m com desvio-padrão $\sigma = 0,0$ m, conforme mostra a Tabela 4.1.

FIG. - 4.29 - GRÁFICO DE $\Delta \lambda$ (m) versus TEMPO (s) (3ª. Hora)

4.5.4 Comparação entre as Diferenças entre o Posicionamento Relativo (L1) e o Absoluto e as diferenças entre o Posicionamento Relativo (L1/CA) e Relativo (L1) com GPS.

Esta comparação tem por objetivo verificar qual a melhor diferença entre os posicionamentos relativos. Na análise efetuada sobre os gráficos das diferenças entre o posicionamento relativo (L1) e absoluto com GPS, encontra-se variações médias em latitude, $\Delta\phi_m = 23,6$ m com desvio-padrão médio $\sigma = 43,6$ m, variações médias em longitude $\Delta\lambda_m = -43,8$ m com desvio-padrão médio $\sigma = 58,7$ m e variações médias em altitude $\Delta H = -8,8$ m com desvio-padrão médio $\sigma = 57,2$ m, conforme mostra a Tabela 4.2.

Na análise efetuada sobre os gráficos das diferenças entre o posicionamento relativo (L1/CA) e relativo (L1) com GPS, encontra-se variações médias em latitude, $\Delta\phi_m = -1,6$ m com desvio-padrão médio $\sigma = 0,4$ m, variações médias em longitude $\Delta\lambda_m = -0,2$ m com desvio-padrão médio $\sigma = 0,3$ m e variações médias em altitude $\Delta H = -2,6$ m com desvio-padrão médio $\sigma = 1,1$ m, conforme mostra a Tabela 4.1.

Pelos valores obtidos da análise das diferenças entre os posicionamentos relativo (L1) e absoluto e entre as diferenças entre os posicionamentos relativo (L1/CA) e relativo (L1), verifica-se que este último é o mais preciso.

4.5.5 Comparação entre as Diferenças entre o Posicionamento Relativo (L1/CA) e o Relativo (L1) e as diferenças entre o Posicionamento Relativo (L1/CA) e Absoluto com GPS.

Esta comparação por diferenças tem por objetivo verificar qual o melhor posicionamento que quantifica a navegação. Na análise efetuada sobre os gráficos das diferenças entre o posicionamento relativo (L1/CA) e relativo (L1) com GPS, encontra-se variações médias em latitude, $\Delta\phi_m = -1,6$ m com desvio-padrão médio $\sigma = 0,4$ m, variações médias em longitude $\Delta\lambda_m = -0,2$ m com desvio-padrão médio $\sigma = 0,3$ m e variações médias em altitude $\Delta H = -2,6$ m com desvio-padrão médio $\sigma = 1,1$ m, conforme mostra a Tabela 4.1.

Na análise efetuada das diferenças entre o posicionamento relativo (L1/CA) e absoluto com GPS, encontra-se variações médias em latitude, $\Delta\phi_m = 22,0$ m com desvio-padrão médio $\sigma = 44,0$ m, variações médias em longitude $\Delta\lambda_m = -44,1$ m com desvio-padrão médio $\sigma = 58,9$ m e variações médias em altitude $\Delta H = -11,4$ m com desvio-padrão médio $\sigma = 56,1$ m, conforme mostra a Tabela 4.3.

Para ilustrar o procedimento de análise do posicionamento da aeronave, utilizar-se-á os resultados referentes às diferenças entre os posicionamentos relativo (L1/CA) e o absoluto com GPS.

4.5.6 Análise dos Gráficos do Posicionamento Absoluto

Das Figs. 4.3, 4.4, 4.5, 4.6, 4.7, 4.8, 4.9, 4.10 e 4.11, das diferenças entre o posicionamento relativo (L1/CA) e absoluto, verificou-se variações bruscas em intervalos de tempo muito curtos nas variações da latitude, nas variações de longitude e nas variações de altitude provocadas por salto de ciclo, correspondendo a um aumento do GDOP nesse mesmo intervalo de tempo como mostram as Figs. 4.30, 4.31 e 4.32, verifica-se um aumento instantâneo na variação dos desvios padrão das variações da latitude Figs 4.33, 4.34 e 4.35, verifica-se um aumento instantâneo na variação dos desvios-padrão das variações da longitude Figs. 4.36, 4.37, 4.38, e verifica-se um aumento instantâneo na variação dos desvios-padrão das variações de altitude Figs. 4.39, 4.40 e 4.41, produzindo um aumento do GDOP nesse mesmo instante, resultante da diminuição do número de satélites no espaço, conforme mostra as Figs 4.42, 4.43 e 4.44, fato esse ocorrido sempre que a aeronave faz uma curva.

Então, pode-se afirmar que quando a aeronave faz uma curva haverá uma diminuição de número de satélites a serem rastreados.

FIG. - 4.30 - GRÁFICO DO GDOP *versus* TEMPO(1ª Hora)

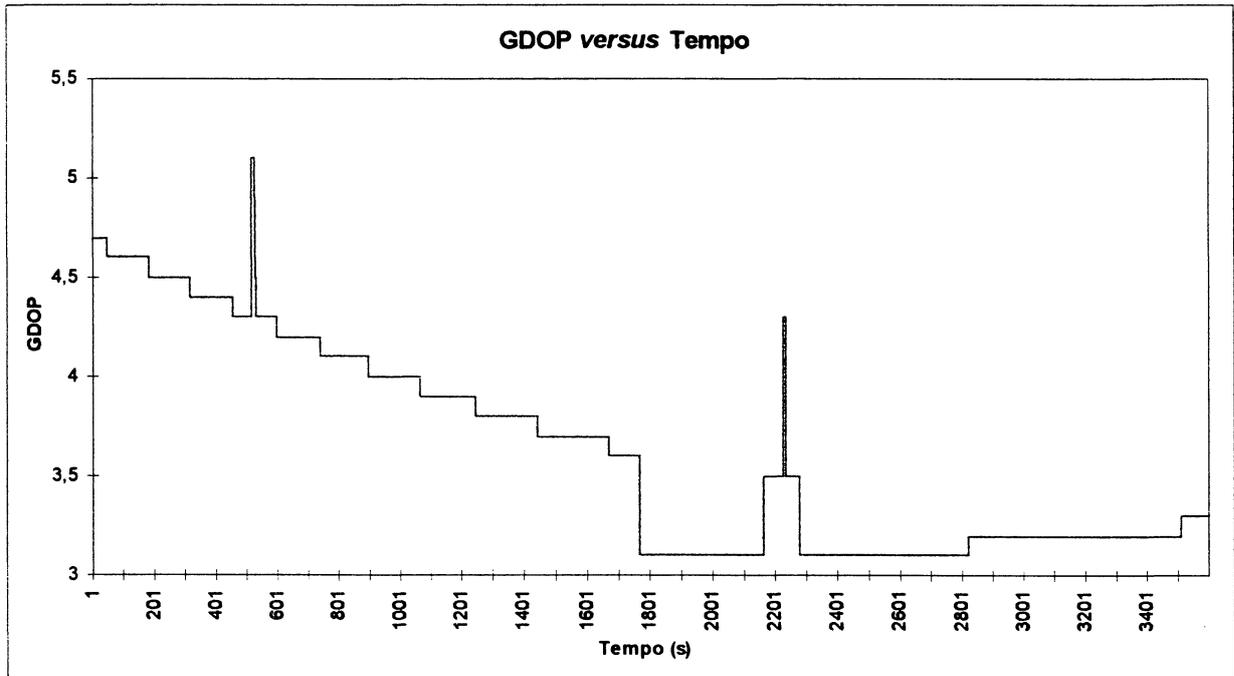


FIG. - 4.31 - GRÁFICO DO GDOP *versus* TEMPO (2ª Hora)

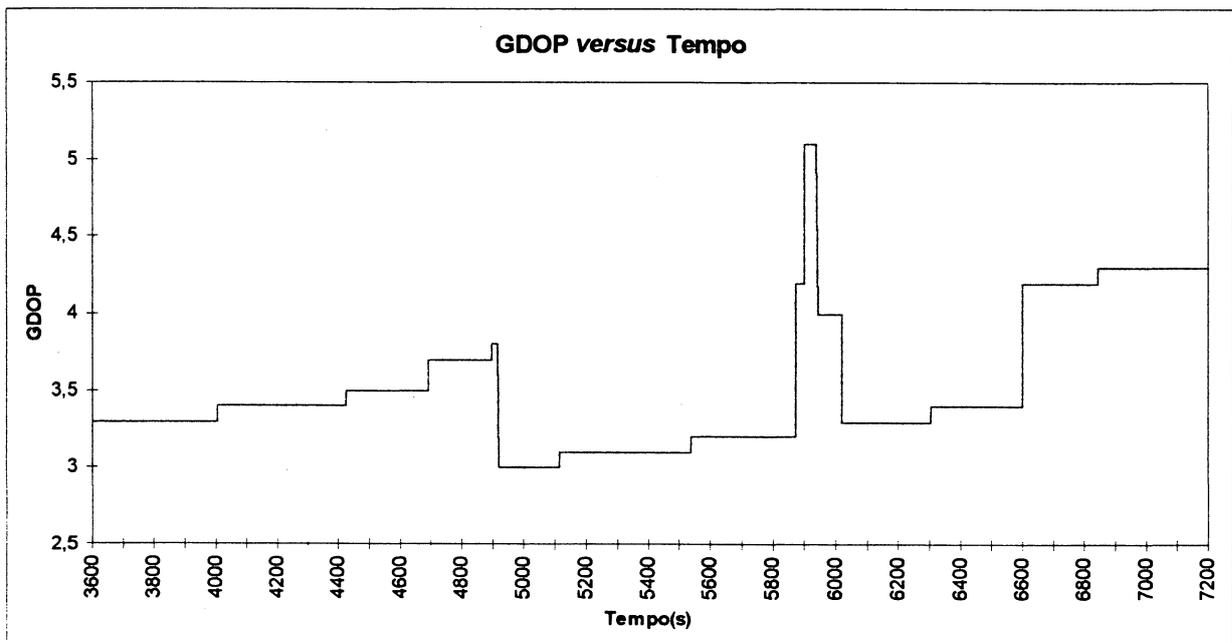


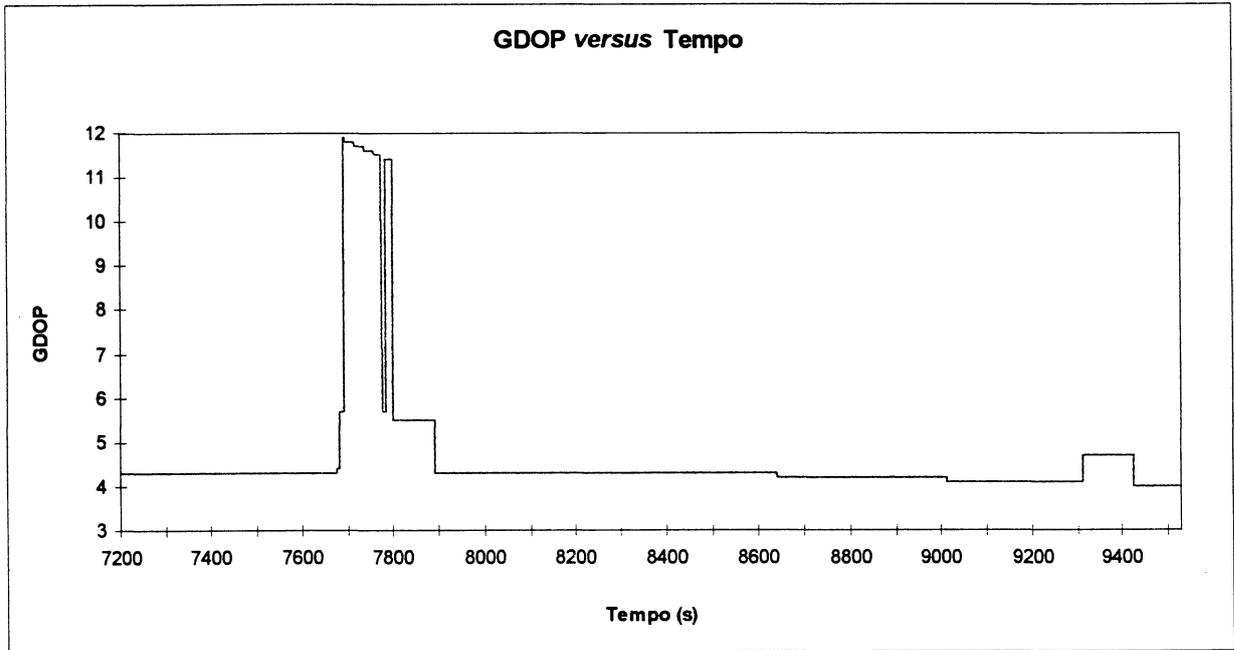
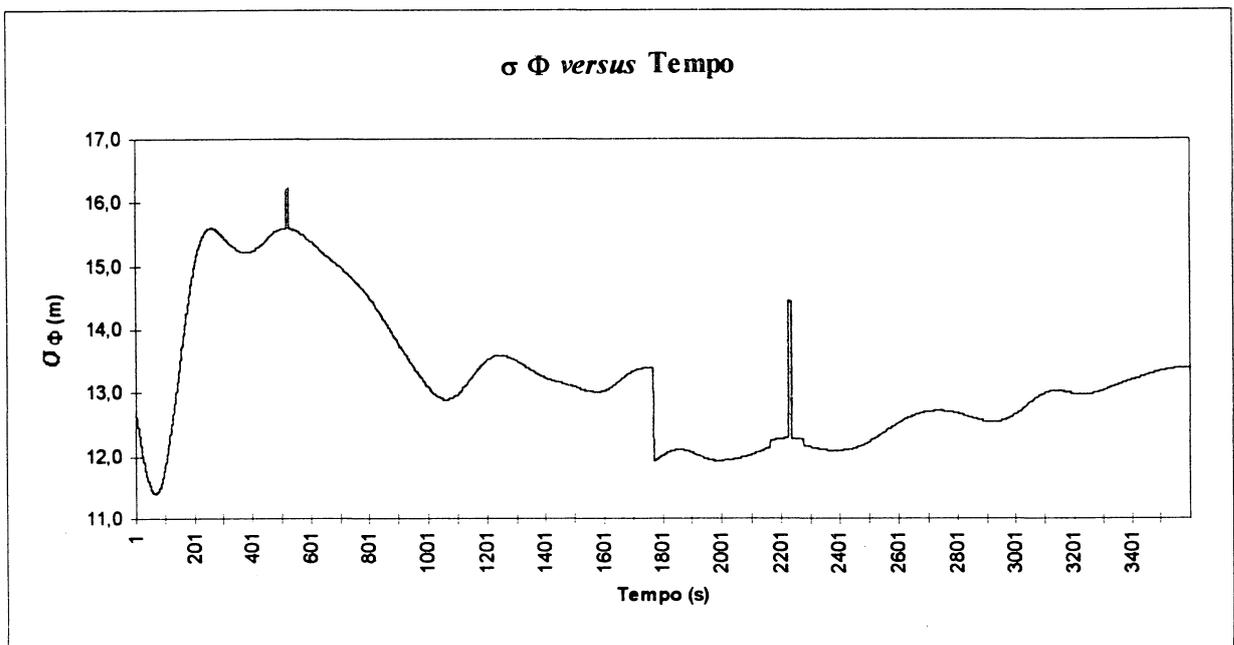
FIG. - 4.32 - GRÁFICO DO GDOP *versus* TEMPO (3ª Hora)FIG. - 4.33 - GRÁFICO DO σ_ϕ *versus* TEMPO (1ª Hora)

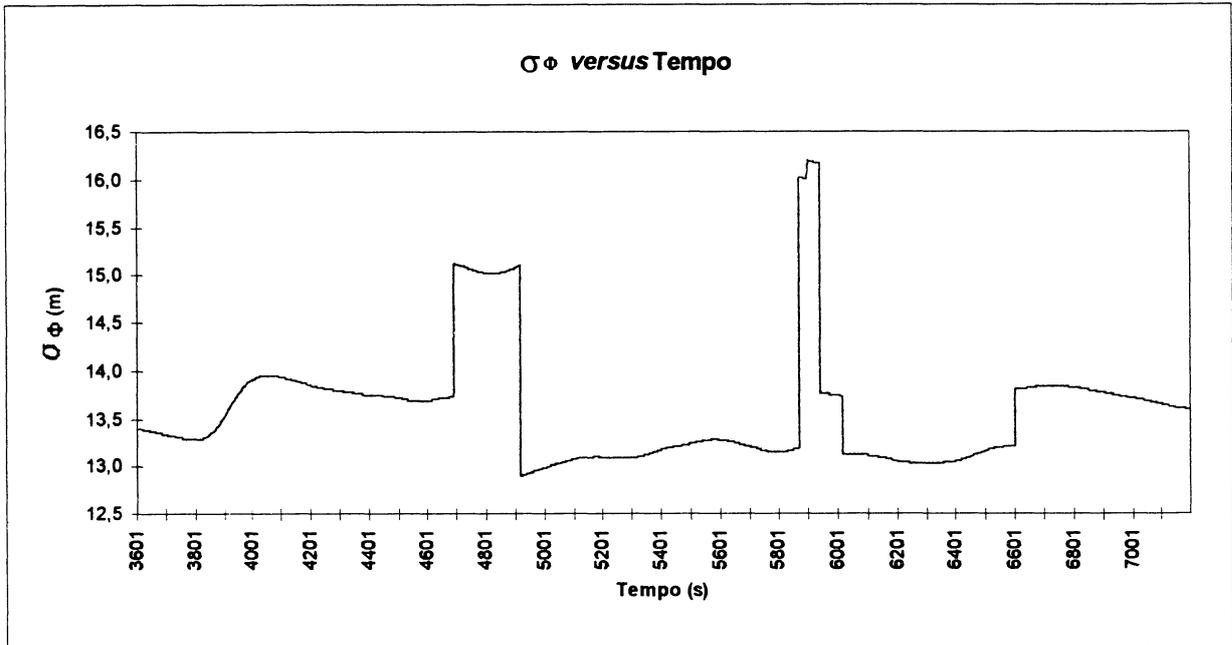
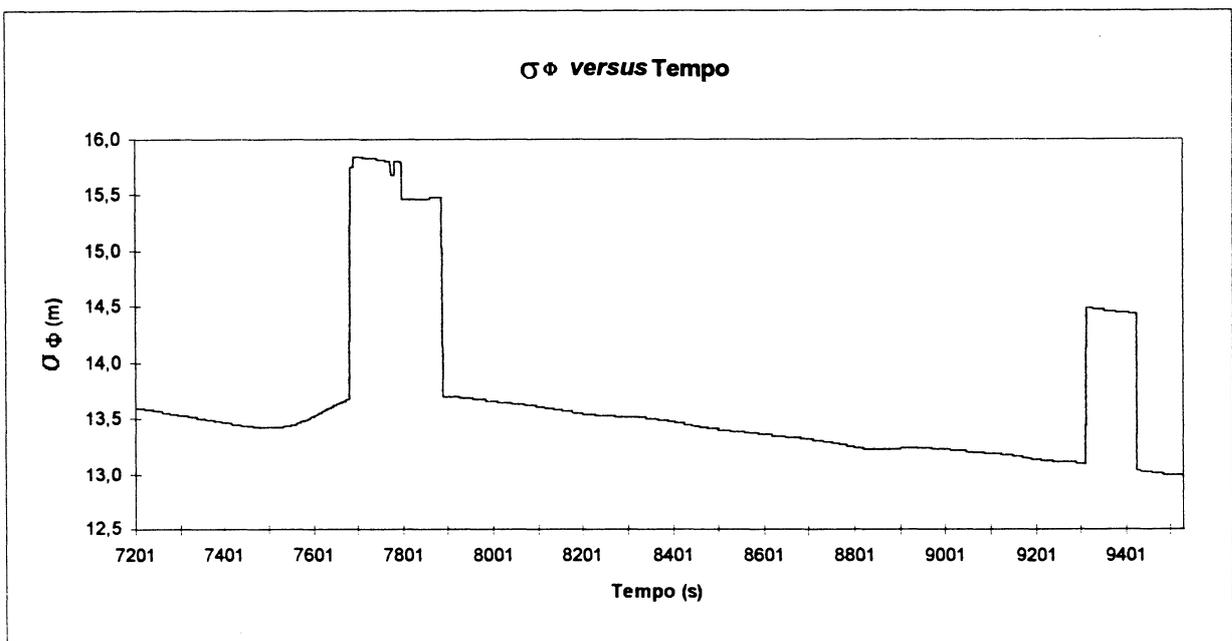
FIG. - 4.34 - GRÁFICO DO σ_ϕ versus TEMPO(2ª Hora)FIG. - 4.35 - GRÁFICO DO σ_ϕ versus TEMPO (3ª Hora)

FIG. - 4.36 - GRÁFICO DO σ_λ versus TEMPO (1ª Hora)

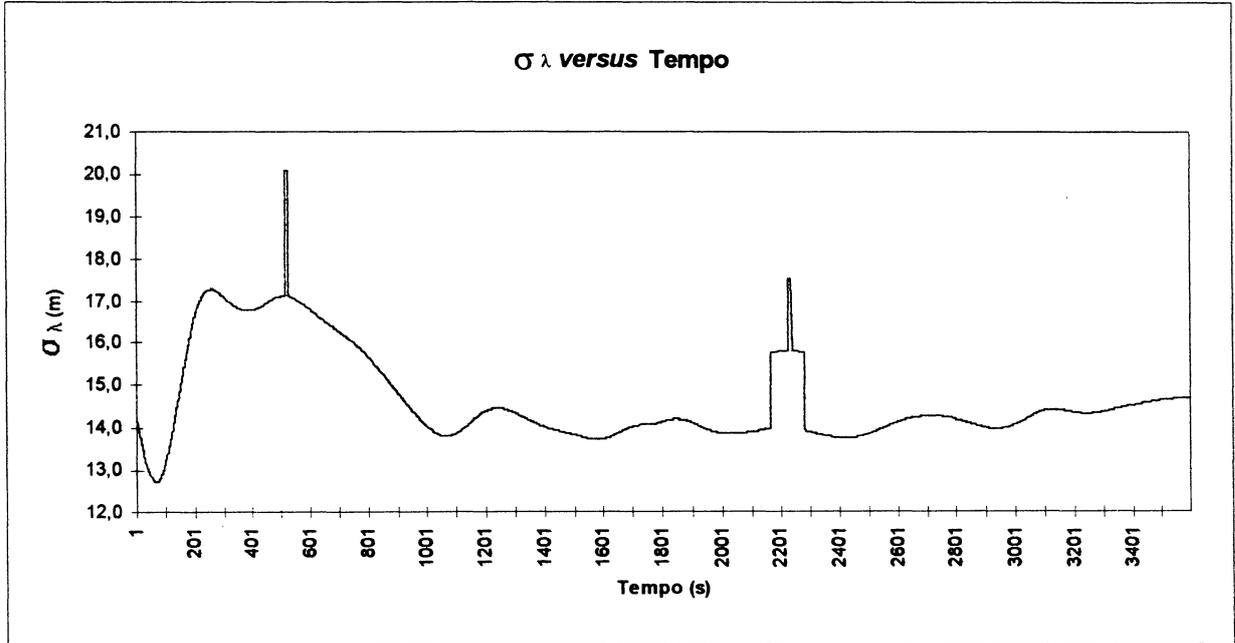


FIG. - 4.37 - GRÁFICO DO σ_λ versus TEMPO (2ª Hora)

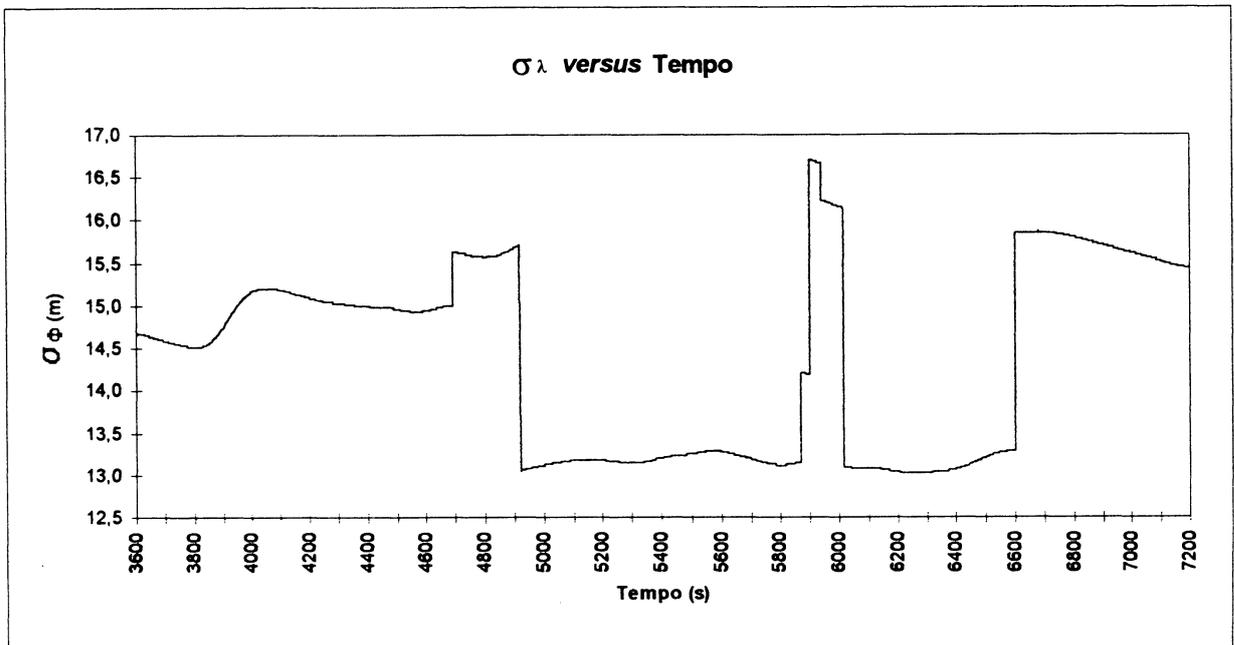


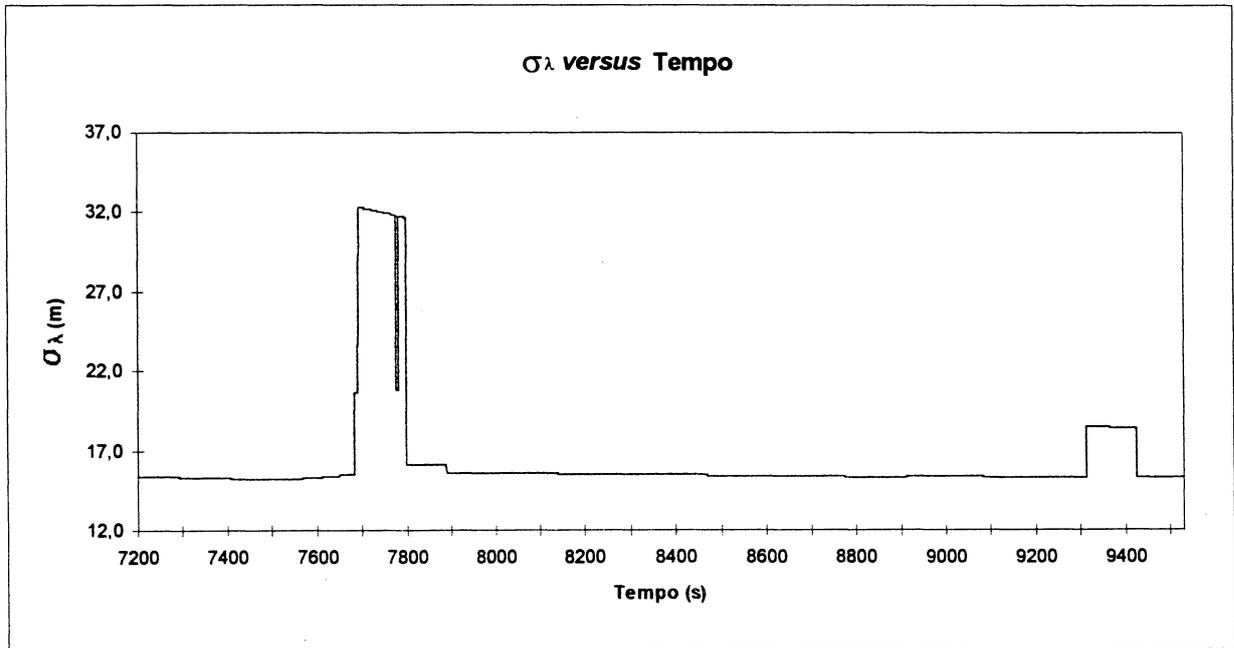
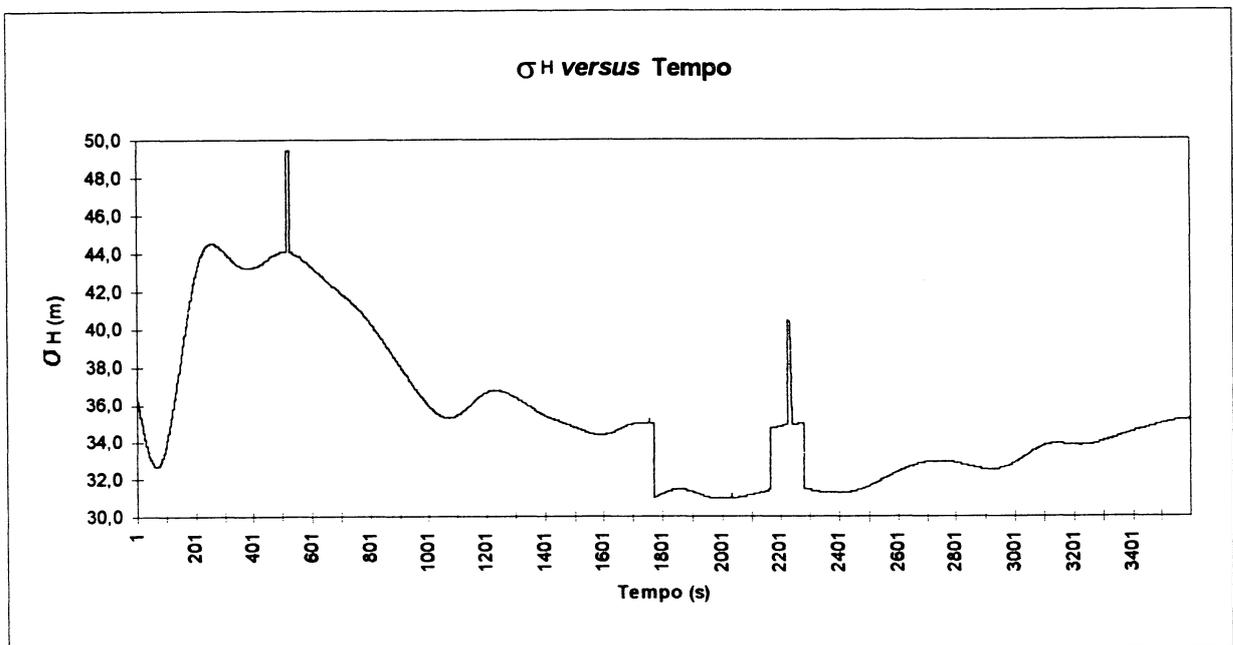
FIG. - 4.38 - GRÁFICO DO σ_λ versus TEMPO (3ª Hora)FIG. - 4.39 - GRÁFICO DO σ_h versus TEMPO (1ª Hora)

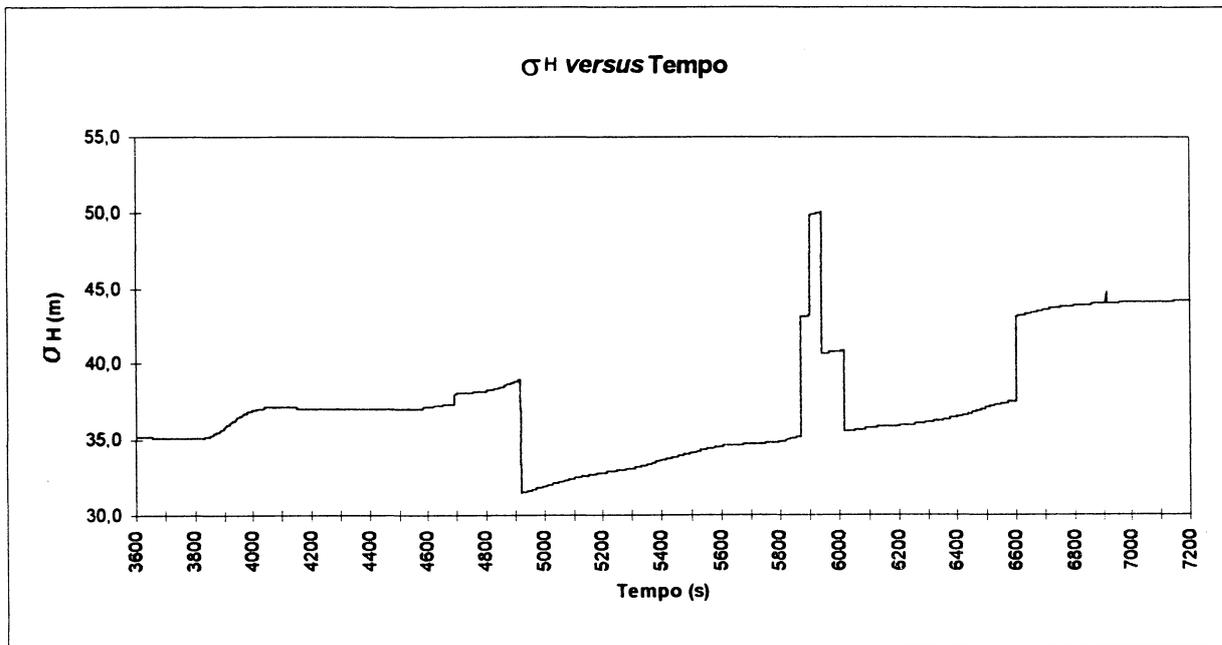
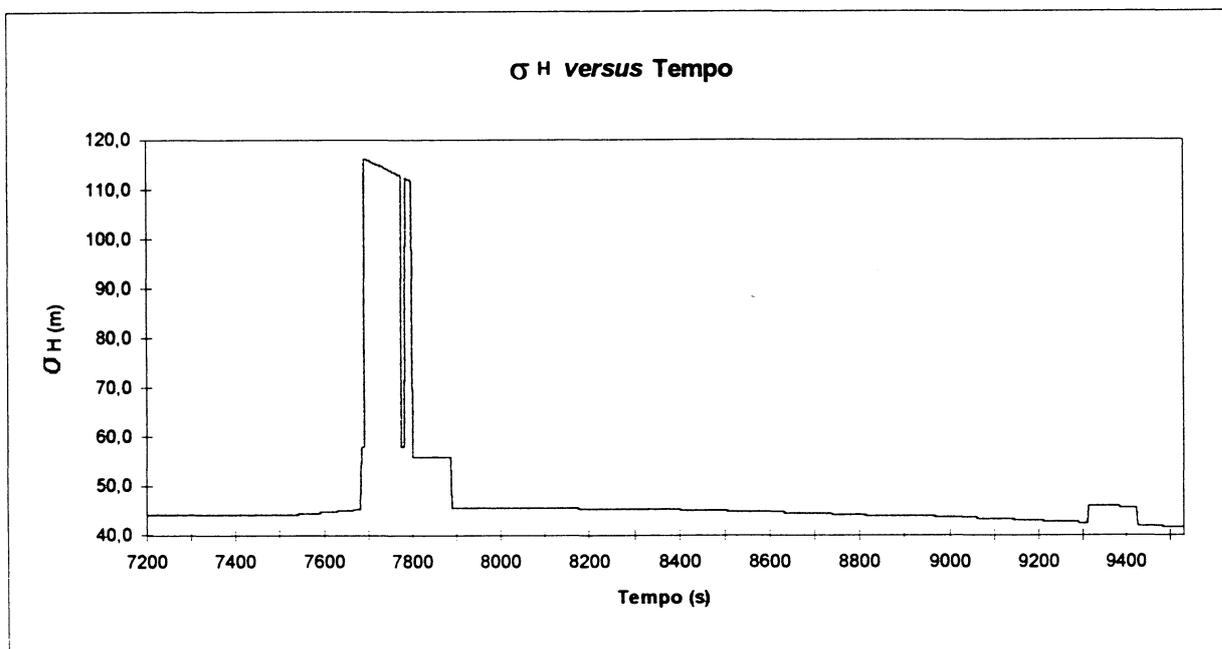
FIG. - 4.40 - GRÁFICO DO σ_h versus TEMPO (2ª Hora)FIG. - 4.41 - GRÁFICO DO σ_h versus TEMPO (3ª Hora)

FIG. - 4.42 - GRÁFICO DO # de SATÉLITES *versus* TEMPO (1ª Hora)
(POSICIONAMENTO RELATIVO (L1/CA))

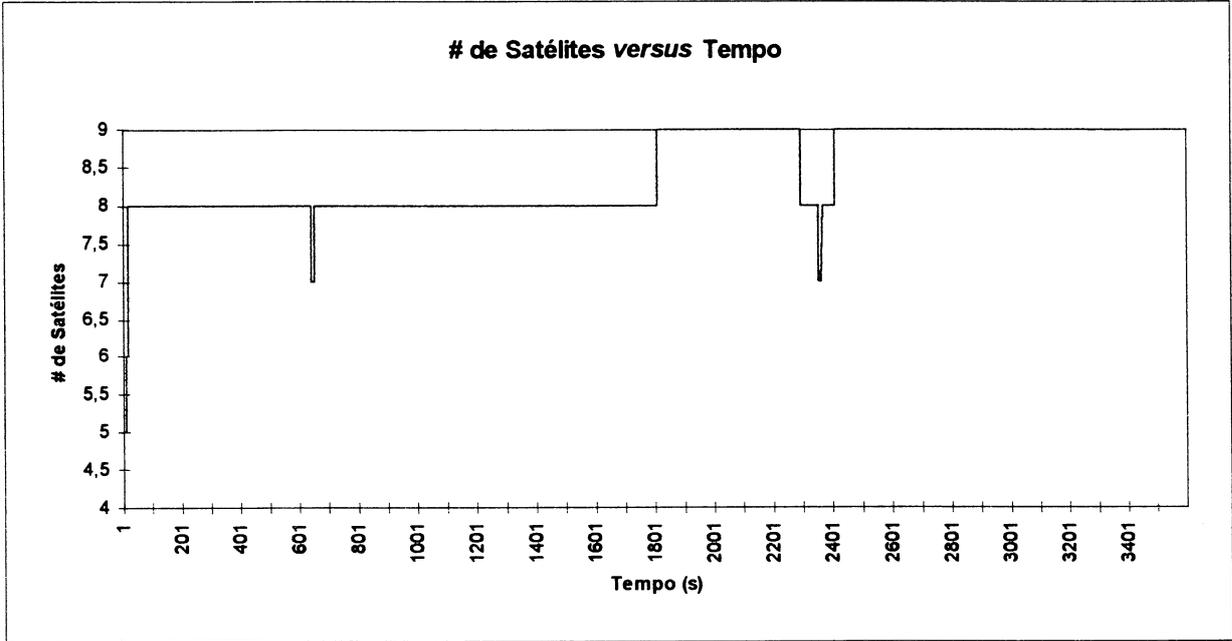


FIG. - 4.43 - GRÁFICO DO # de SATÉLITES *versus* TEMPO (2ª Hora)

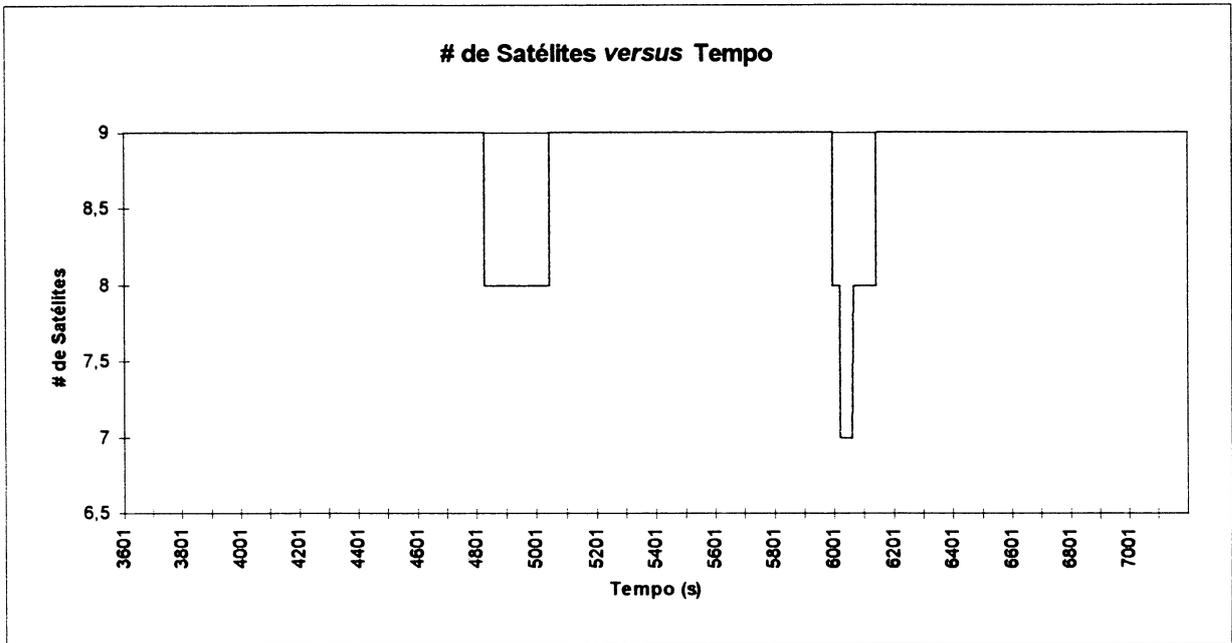
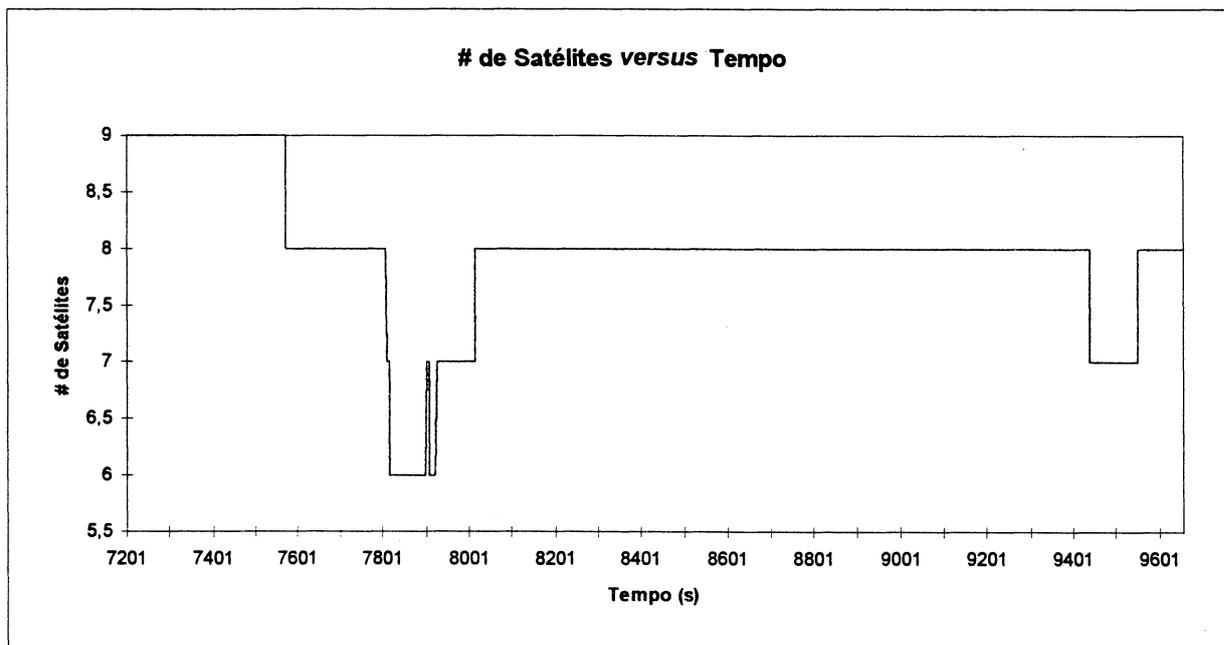


FIG. - 4.44 - GRÁFICO DO # de SATÉLITES *versus* TEMPO (3ª. Hora)

4.5.7 Análise dos Gráficos do Posicionamento da Aeronave

As Figs 4.45, 4.46 e 4.47 do Desvio Longitudinal (*Along-Track*) versus Tempo, verifica-se uma variação aproximada de 300 m, um deslocamento médio longitudinal de -19,8 m, com um desvio-padrão de $\sigma_l = 31,7$ m, conforme mostra a Tabela 4.4, resultante da velocidade do vento no sentido oposto ao da trajetória, indicando uma desaceleração. O erro cometido na navegação entre a origem e o destino é de aproximadamente 31m.

As Figs 4.48, 4.49 e 4.50 do Desvio Transversal (*Cross-Track*) versus Tempo, mostram que existe uma variação aproximada de 180 m, um deslocamento médio transversal de 3,5 m com um desvio-padrão $\sigma_t = 3,5$ m, conforme mostra a Tabela 4.4, o que se presume existir vento lateral de pouca intensidade, ou a aeronave esteja sendo corrigida a deriva a todo o instante, devido ao vôo ser de um projeto aerofotogramétrico.

As Figs 4.51, 4.52 e 4.53 da Variação da Altitude versus Tempo, mostram que existe uma variação aproximada de 330 m, sendo a variação média da altitude de -10,9 m com um desvio-padrão $\sigma_h = 55,3$ m, conforme mostra a Tabela 4.4, o que se conclui que a aeronave teve perda de altitude, talvez motivada a baixa de pressão externa.

FIG. - 4.45 - GRÁFICO DO POSICIONAMENTO DESVIO LONGITUDINAL (*ALONG-TRACK*) versus TEMPO (1ª Hora)

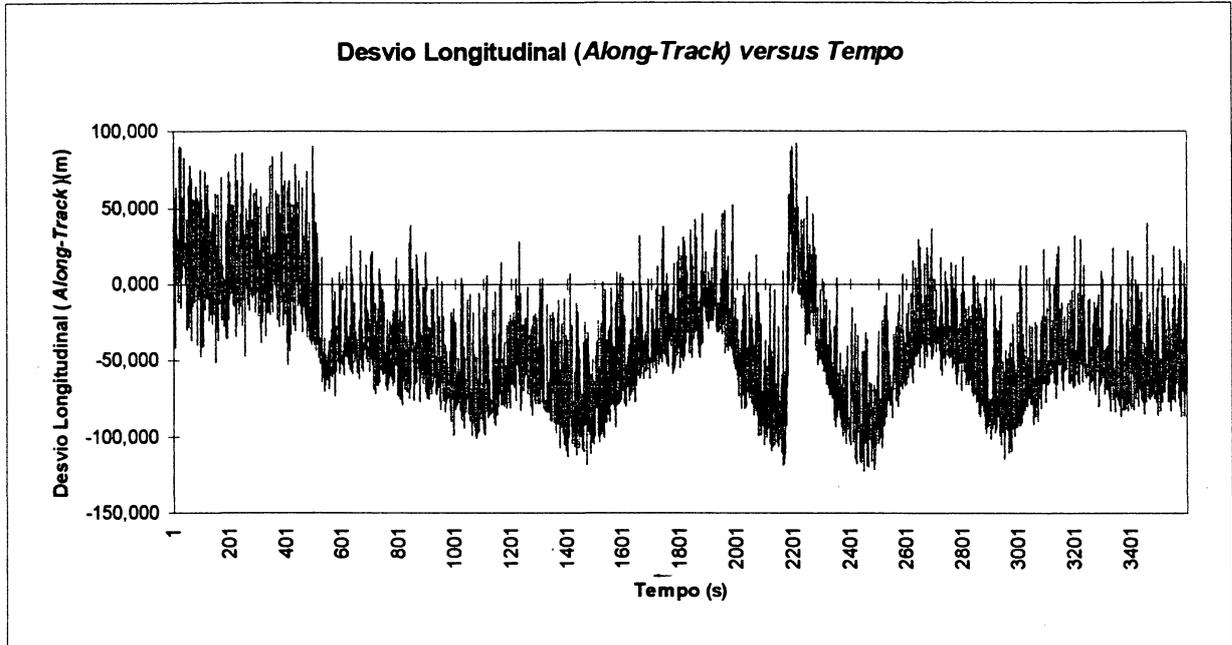


FIG. - 4.46 - GRÁFICO DO POSICIONAMENTO DESVIO LONGITUDINAL (*ALONG-TRACK*) versus TEMPO (2ª Hora)

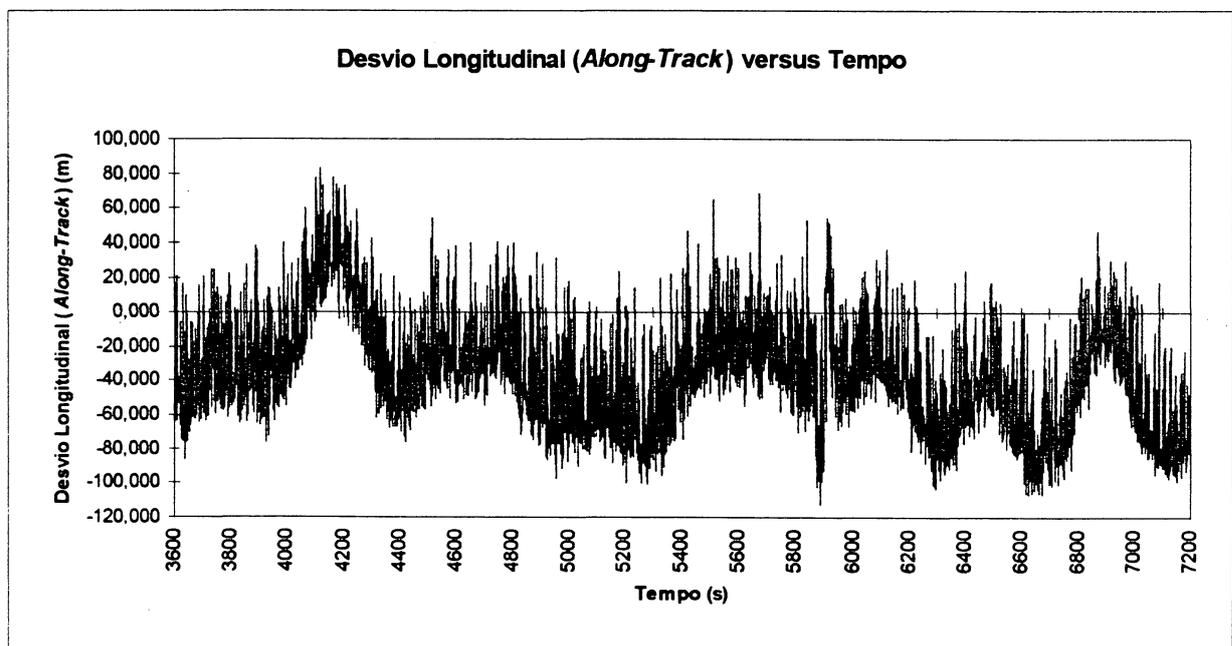


FIG. - 4.47 - GRÁFICO DO POSICIONAMENTO DESVIO LONGITUDINAL (*ALONG-TRACK*) versus TEMPO (3ª Hora)

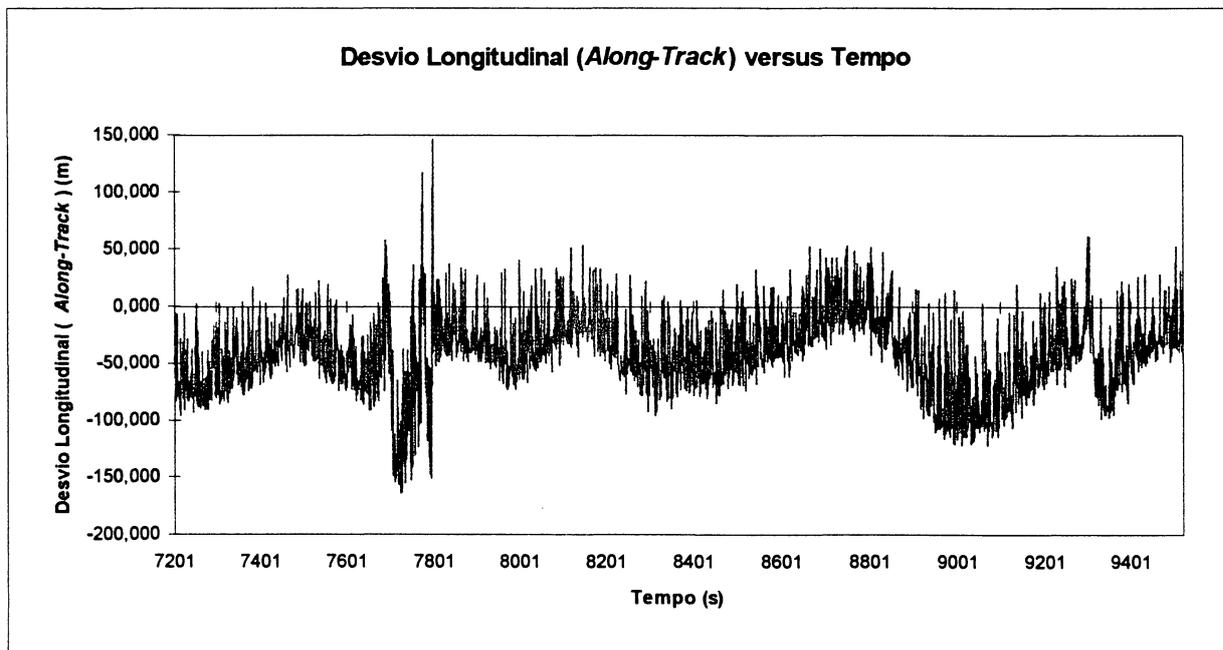


FIG. - 4.48 - GRÁFICO DO POSICIONAMENTO DESVIO TRANSVERSAL (*CROSS-TRACK*) versus TEMPO (1ª Hora)

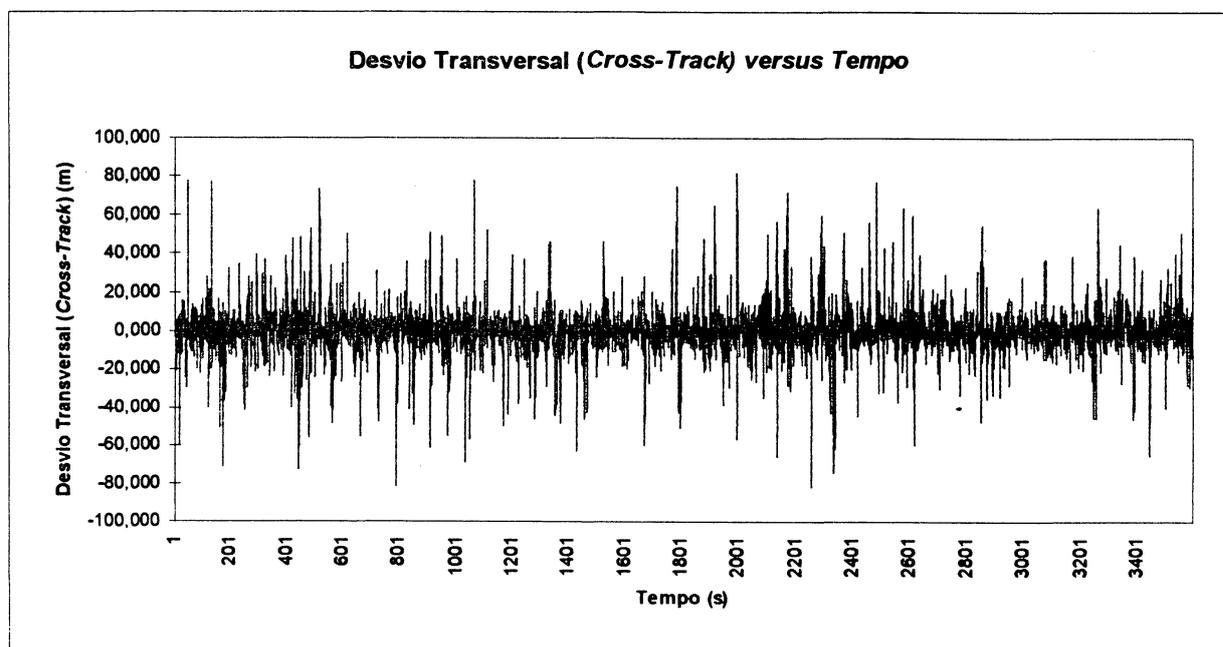


FIG. - 4.49 - GRÁFICO DO POSICIONAMENTO DESVIO TRANSVERSAL (*CROSS-TRACK*) versus TEMPO (2ª Hora)

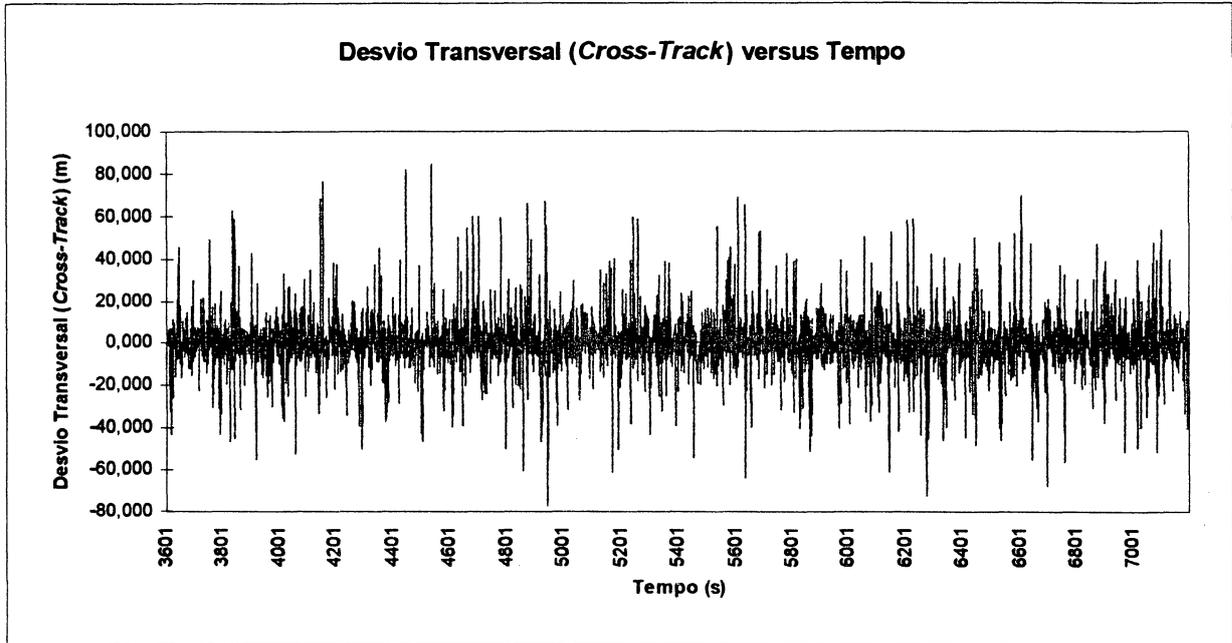


FIG. - 4.50 - GRÁFICO DO POSICIONAMENTO DESVIO TRANSVERSAL (*CROSS-TRACK*) versus TEMPO (3ª Hora)

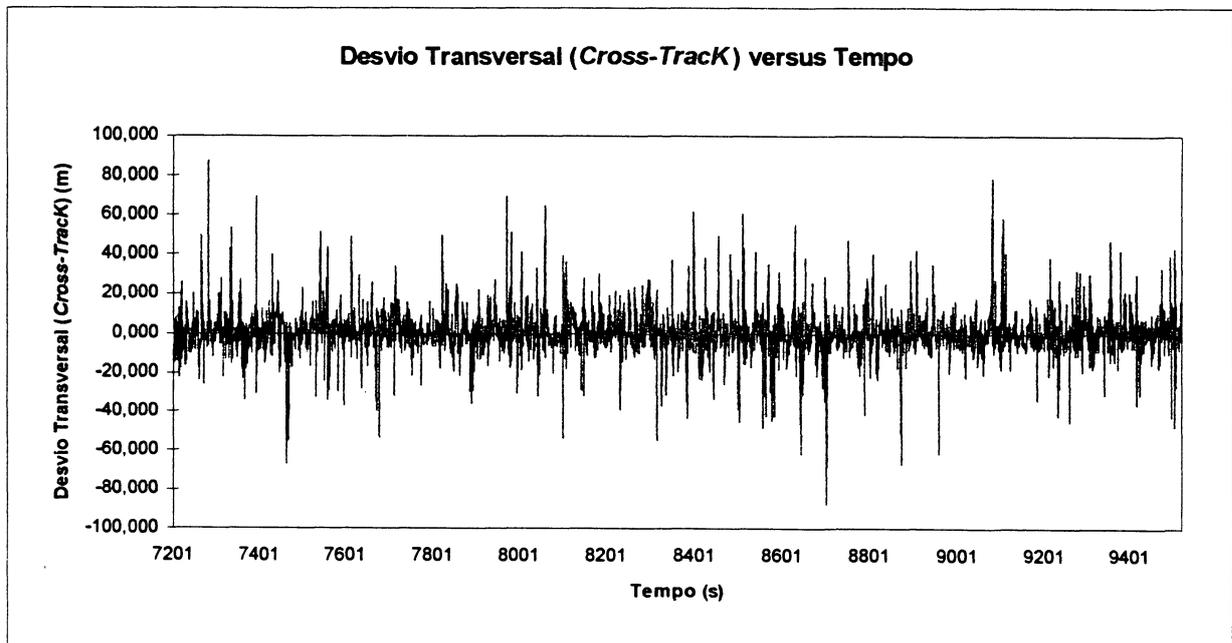


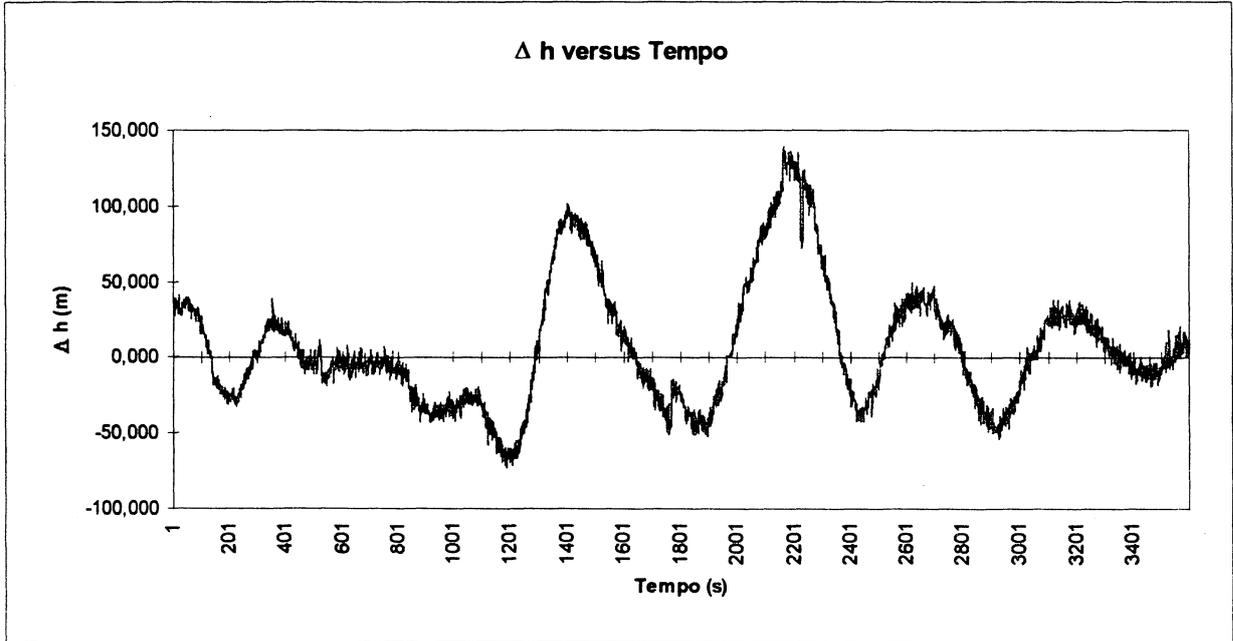
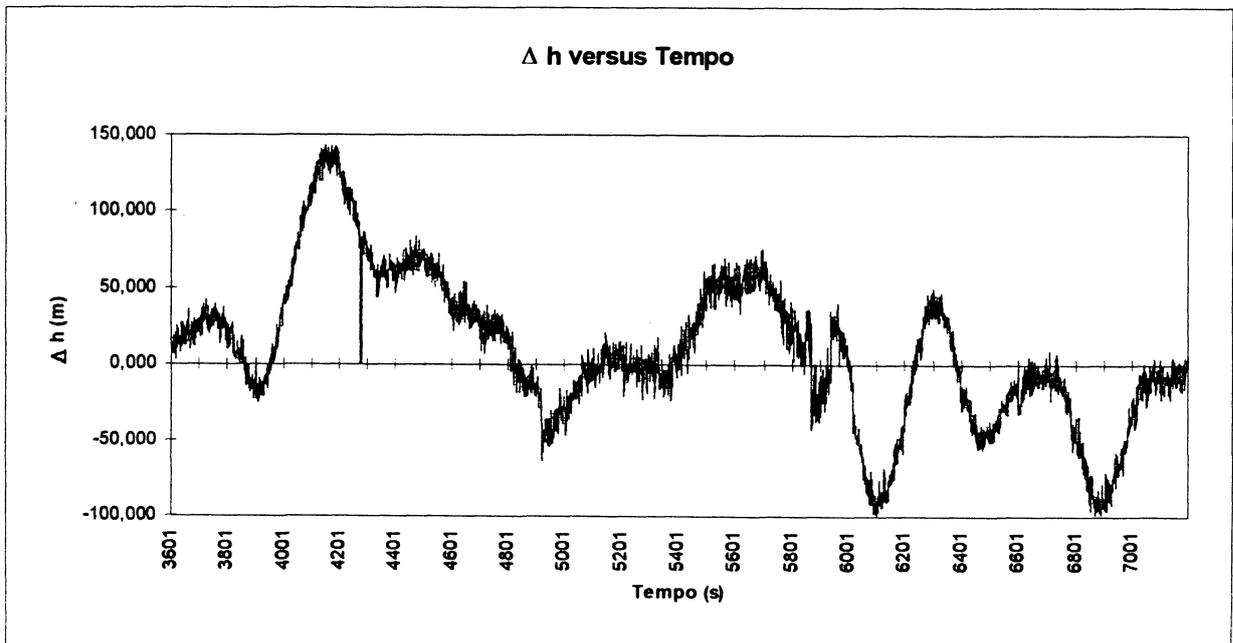
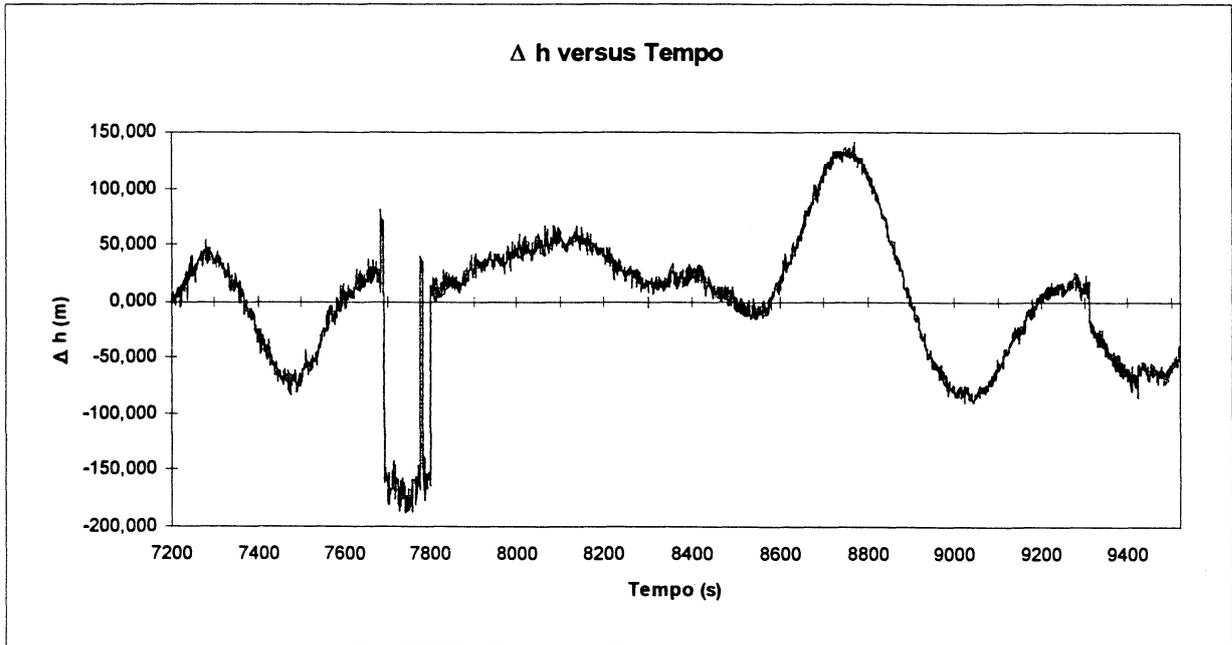
FIG. - 4.51 - GRÁFICO DO POSICIONAMENTO Δh versus TEMPO (1ª Hora)FIG. - 4.52 - GRÁFICO DO POSICIONAMENTO Δh versus TEMPO (2ª Hora)

FIG. - 4.53 - GRÁFICO DO POSICIONAMENTO Δh versus TEMPO (3ª Hora)

4.5.8 Histogramas dos Desvios Transversal, Longitudinal e variação da Altura

Histograma é a representação gráfica de dados observados que associam a frequência a intervalos de classe (COSTA NETO, 1994). É uma das formas de sintetizar as informações dos dados observados, que para o caso da navegação aérea, são o deslocamento longitudinal, o deslocamento transversal e a variação em altitude, representando a frequência das medidas onde cada classe é representada por um retângulo, cuja base é igual a amplitude das observações longitudinais e a área é proporcional a frequência de classe.

Nos histogramas do desvio transversal (*Cross-Track*), longitudinal (*Along-Cross*) e da variação da altitude, (Figs 4.54, 4.55, e 4.56), verifica-se que existem desvios positivos e negativos simétricos com o predomínio de valores em torno da média dos desvios dos dados observados representando claramente a distribuição normal (fenômeno normal).

FIG. - 4.54 - HISTOGRAMA DO DESVIO LONGITUDINAL (*ALONG-TRACK*) (m)

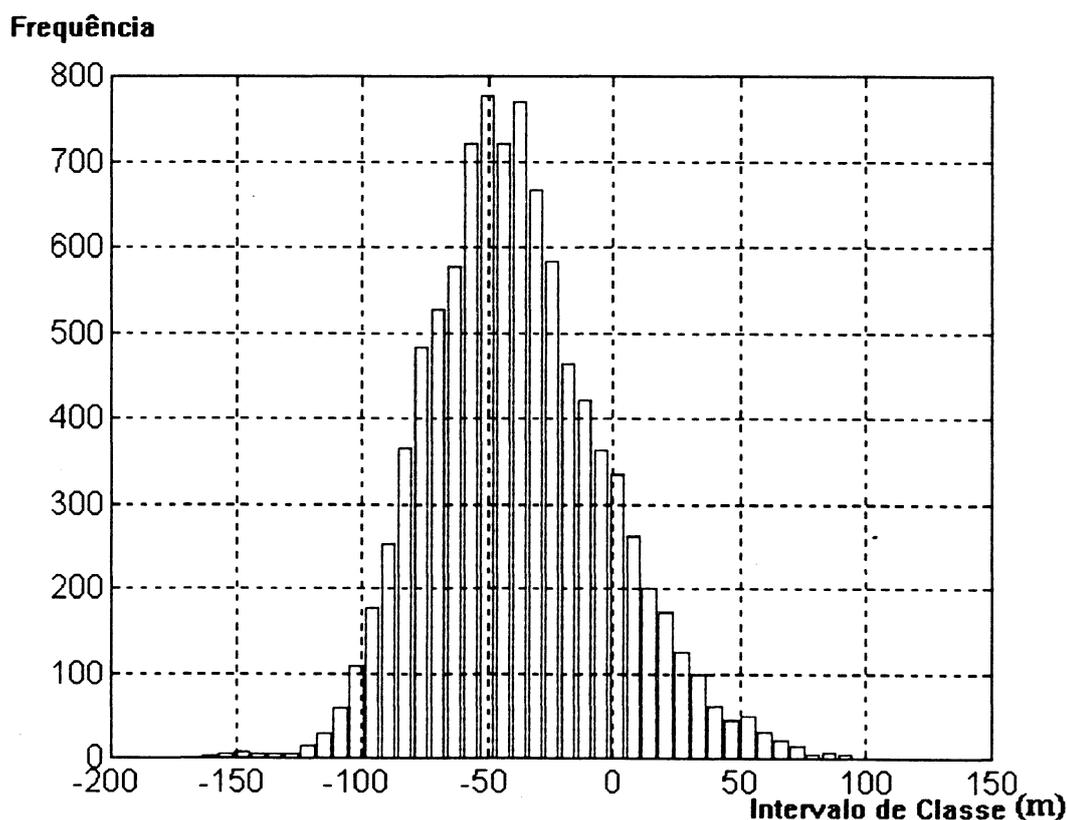
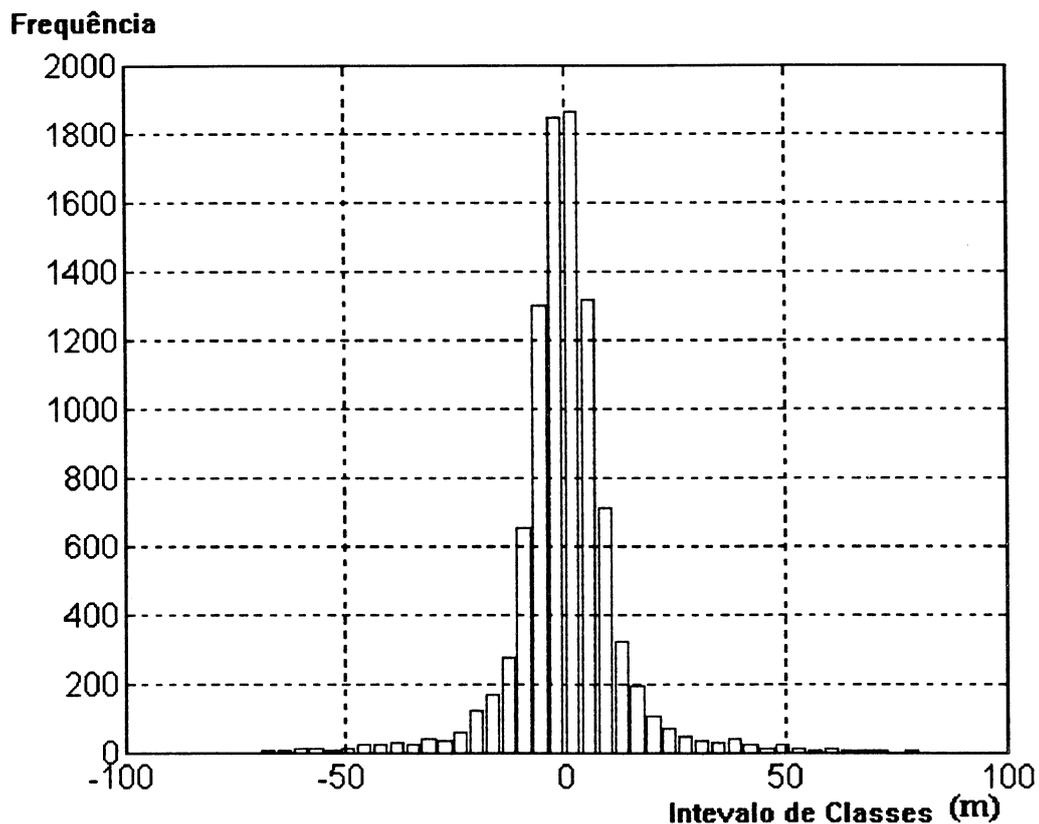
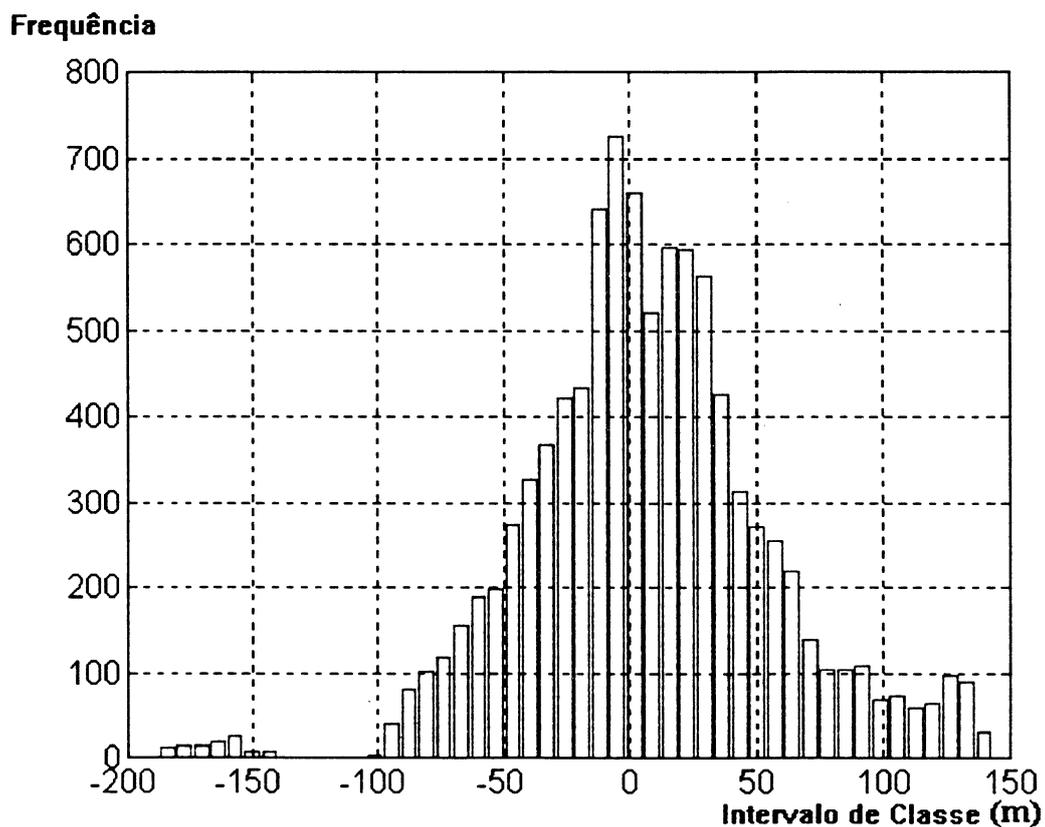


FIG. - 4.55 - HISTOGRAMA DO DESVIO TRANSVERSAL (*CROS-TRACK*) (m)FIG. - 4.56 - HISTOGRAMA DA DIFERENÇA DE ALTITUDE (ΔH) (m)

4.6 RELAÇÃO CUSTO/BENEFÍCIO

Efetuada consultas ao mercado sobre o equipamento utilizado para o desenvolvimento do trabalho apresentado nesta dissertação obteve-se os seguintes valores (preços):

- 1 receptor TRIMBLE 4000SE com event markers, memória expandida para 6 Kb, antena Dome L1 e acessórios	U\$	20.000.00
- 1 receptor TRIMBLE 4000SE com antena Compact L1/L2 e acessórios	U\$	15.000.00
- LAPTOP TOSHIBA (386DX2) com 8Mb RAM e 514 Mb de memória	U\$	2.000.00
- PC IBM 486 DX2 com 1.2 Gb	U\$	1.800.00
- <i>Software “GPSurvey”</i> versão 2.11	U\$	8.000.00
- <i>Software “RTK Firmware”</i> para processamento em tempo real (são necessários dois <i>softwares</i>)	U\$	4.500.00

Os receptores Trimble utilizados na navegação para o desenvolvimento da presente dissertação são geodésicos. Optando-se por receptores Trimble , somente para a navegação, (isto é, empregando somente o código C/A) os custos seriam reduzidos para 50%. Efetuando-se o vôo com os instrumentos de bordo e ajudas rádio (navegação clássica ou tradicional), cumpre-se na íntegra o plano de vôo, passando pelos fixos pré estabelecidos, executando-se uma trajetória quebrada. No caso com o GPS, a rota será efetuada em linha reta, sendo mais flexível a programação do plano de vôo. Com isto, verifica-se uma redução de gastos com combustível para a aeronave, custo operacional, aumento do desempenho da aeronave, rentabilidade da aeronave e segurança.

Segundo TORELI (1996), pesquisador/instrutor da empresa de transportes aéreos ‘RIO/SUL’, em seminário apresentado em Outubro de 1996 no Curso de Pós-Graduação em

Ciências Geodésicas da UFPR, deu a conhecer aos presentes que, os vôos efetuados pela frota de aeronaves de que a empresa possuía, composta de 10 aeronaves Brasília, 10 aeronaves Fokkers e 8 aeronaves Boeings 737-200, equipados com GPS, funcionando com o sistema de apoio a atual navegação aérea, constituída de INS apoiado pelos rádios faróis, forneceram os valores expostos nas tabelas abaixo, que se comenta.

TABELA 4.5 - Combustível e Custo Operacional

Aeronave	Combustível		Custo 1 hora de operação (U\$)	Economia de Combustível (U\$)
	U\$	%		
Brasília	13 000.00	5,9%	124 683.00	124 683.00
Fokker - 100	16 000.00	5,2%	145 300.00	145 300.00
Boeing 737-200	70 000.00	11%	662 000.00	662 000.00

TABELA 4.6 - Desempenho das Aeronaves

Total de Aeronaves	Custo de Arremetida (U\$)	com GPS (-35% das Arremetidas) (U\$)
Brasília	46 000.00	29 900.00
Fokker - 100	36 000.00	23 400.00
Boeing 737- 200	150 000.00	97 500.00

TABELA 4.7 - Rentabilidade da Frota

Aeronaves	Economia (U\$)	Economia (%)
Brasília	1 000 000.00	2%
Fokker - 100	1300 000.00	2%
Boeing 737-200	1500 000.00	2%

Com o uso do GPS verificou-se uma economia de combustível de 5,9% na aeronave Brasília, 5,2% na aeronave Fokker 100 e 11% na aeronave Boeing 737-200, resultando na

diminuição do custo da hora de operação, conforme mostra a Tabela 4.5, diminuindo o número de arremetidas, aumentando o desempenho das aeronaves em 35%, conforme Tabela 4.6, diminuindo o custo da hora de operação, economizando 2% na frota de Brasília, 2% na frota de Fokker-100 e 2% na frota Boeing 737-200, conforme Tabela 4.7.

Tem-se conhecimento de que muitas empresas têm utilizado o GPS como equipamento complementar a navegação aérea em todas as suas fases, mas que somente a HONEYWELL (empresa Holandesa) que emprega o GPS na navegação de médio, na navegação de grande curso, nos procedimentos de aproximação sem precisão e pouso acurácia em testes com bons resultados, estando para breve a homologação do GPS pela F.A.A. e I.C.A.O., órgãos que superintendem o Controle de Tráfego Aéreo (TORELI, 1996).

Até o presente momento, no Brasil, o GPS tem sido utilizado como meio complementar à navegação aérea para rotas, e em procedimentos de sem precisão, para comparação às informações dos equipamentos básicos, por não ser autorizado pela Diretoria de Eletrônica e Proteção ao Voo (DEPV), nem homologadas pela Administração Federal de Aviação (FAA, do inglês *Federal Aviation Administration*) e Organização Internacional de Aviação Civil (ICAO, do inglês *International Civil Aviation Organization* também conhecida por OACI).

5 CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES

5.1 CONCLUSÕES

Baseando-se no estudo realizado comparativamente entre o GPS e outros métodos clássicos de navegação aérea, bem como no vôo, de que trata esta dissertação, pode-se concluir que:

- O sistema de navegação com GPS tem maior acurácia que os outros sistemas de navegação atualmente utilizados.
- O GPS é o sistema de navegação que melhor satisfaz a navegação aérea em termos de Disponibilidade, Confiabilidade/Segurança, Velocidade, Dimensões Fixas e Potencial de Ambigüidade, apesar de não ter sido homologado pelo F.A.A. e I.C.A.O.
- Os gráficos apresentados do posicionamento relativo (L1/CA) e absoluto comparados com os gráficos do posicionamento relativo (L1) e absoluto, são idênticos no que se refere a forma senoidal de representação do sinal, a oscilação e amplitude do sinal.
- Os sistemas GPS e Inercial se complementam. Este fornece informações de posição e velocidade que é degradada com o tempo e o GPS fornece a posição continuamente, servindo para comparação e correção do INS caso seja necessário.
- Foi possível fazer-se navegação aérea com GPS, chegando-se ao destino com um erro médio no percurso de aproximadamente 64m.

5.2 RECOMENDAÇÕES

- Recomenda-se que se inicie o estudo em termos de integração do sistema GPS ao sistema Inercial, no âmbito do Curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas.
- Prosseguimento do estudo, visando principalmente as questões de decolagem, aproximação e pouso, com o posicionamento relativo ou técnica DGPS.
- Recomenda-se o prosseguimento dos estudos com técnicas RAIM, do inglês *Receiver Autonomous Integrity Monitoring*, técnicas de integração GPS/INS.
- Pesquisa e desenvolvimento de estudos do GPS diferencial como ajuda à aproximação e pouso.
- Fazer estudos para melhor entender as limitações do DGPS/INS, como um sensor primário à navegação para o pouso totalmente automático.

ANEXOS

ANEXO A - CROQUIS E RELATÓRIO DO MARCO "CAIXA D'ÁGUA TEFÉ"

ANEXO B - LISTA DE PROGRAMAS EM LINGUAGEM C

ANEXO C - CARTAS AERONÁUTICAS

ANEXO A**CROQUIS E RELATÓRIO DO MARCO CAIXA D'ÁGUA**



PETROBRAS

GEODÉSIA - DENOC

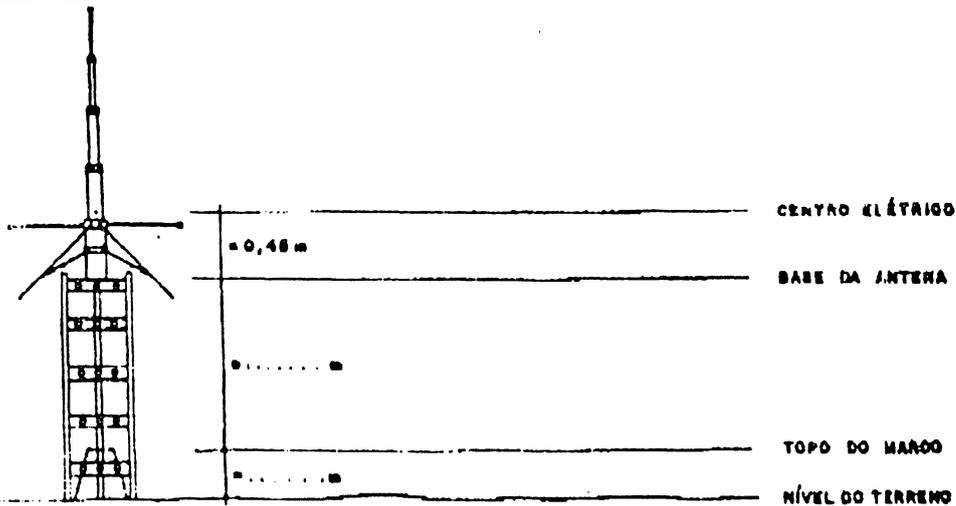
LI9

SAT. Nº AM17

JMR I

RASTREAMENTO DE SATÉLITES ARTIFICIAIS

EQUIPE: S-38		LOCALIDADE: CAIXA D'ÁGUA TAFE		MUNICÍPIO: TEFG		ESTADO: AMAZONAS									
DADOS DE INICIAÇÃO:				COORDENADAS DO 1º PROCESSAMENTO:											
DATA: 11/12/1989				DATA:											
HORA (GMT): 18:28				HORA:											
LAT: 02° 20' 58" 002				LAT:											
LONG: -69° 42' 21" 200				LONG:											
HT: 7500 m				COORDENADAS DO 2º PROCESSAMENTO:											
DATA DO TÉRMINO: 10/12/89				DATA:											
HORA DO TÉRMINO (GMT): 6h				HORA:											
RECEPTOR Nº: 60R04205		MICROPROCESSADOR Nº:		LONG: _____		M: _____									
LEITORA Nº:		PRÉ-AMPLIFICADOR Nº:		DATUM PLAN: _____		COTA: _____ m									
ANTENA Nº:		SIMUL. DE SINAIS Nº:		COORDENADAS GEOGRÁFICAS		<table border="1"> <tr> <td>U</td> <td>0</td> <td>0</td> <td>0</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>0</td> <td>0</td> <td>0</td> </tr> </table>		U	0	0	0	A	0	0	0
U	0	0	0												
A	0	0	0												
MÉTODO DE OBSERVAÇÃO: <input type="checkbox"/> COM AUTO-ALERTA				COORDENADAS U.T.M.											
<input type="checkbox"/> EM ABERTO				N		FUSO DE									
Nº DE PASSAGENS SM-01: 80				E		M.D.									
OBSERVADOR: GUILHERMINO AUGUSTO				N		FUSO DE									
				E		M.D.									



CROQUIS ESQUEMÁTICO

O SAT ESTÁ LOCALIZADO EM CIMA DA CAIXA D'ÁGUA DE TAFE, AO LADO DO HOSPITAL, A ANTENA ESTÁ EM CIMA DO MARCO DO BARRIL Nº 17 COM 0,45' CM

O NÚMERO DA ANTENA É DE 0088 M

RL: _____

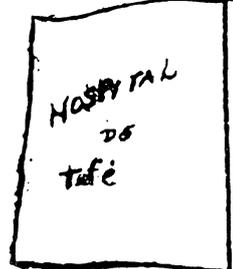
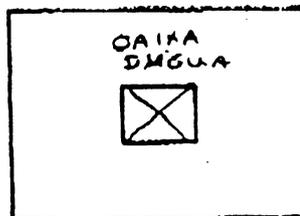
OL: _____

PT: _____

AZIMR./EST.: _____

IA: _____

U (RL): _____



SAT- 1652 T = (JBGE AM-17)
 caixa d'água de Teje.
 coord. em SAD-69

N - 9.629.615,30 m

E - 310.470,69 m

H = 75,11 m.

At. Téc. Franklin

6838

Da: GEODÉ.

The Geographic Calculator - Version 3.07

Registered to 'calculo'

Date: 08/14/96 Time: 19:18:37

Blue Marble Geographics
46 Water Street, Gardiner, Maine 04345 USA
(207) 582-6747 FAX (207) 582-7001

sat AM-17

sat AM-17

Latitude: (Degrees) 03 20 58.002 S
Longitude: (Degrees) 64 42 21.200 W *INPUT*
Ellip. Ht.: (Meters) 75.00 *FROM 1896*

Latitude: (Degrees) 3 20 59.3135 S
Longitude: (Degrees) 64 42 23.0980 W
Ellip. Ht.: (Meters) 67.78

System: Geodetic Geodetic
Datum Transf.: SAD-69 WGS 1984
Ellipsoid: - - - - WGS 1984
Zone: - - - - -

Datum Shift: (Seconds) 1.31151" S , 1.89801" W
Datum Shift: (Meters) 40.28 S , 58.59 W

Geodetic Datum Transformation 'SAD-69'
Transformation Method - Molodensky
Semimajor Axis (meters): 6378160.000000
Reciprocal Flattening (1/f): 298.2500000000
Prime Meridian shift from Greenwich (deg): 0.0000000000
X Shift to WGS 84 (meters): -66.87000
Y Shift to WGS 84 (meters): 4.37000
Z Shift to WGS 84 (meters): -38.52000

Geodetic Datum Transformation 'WGS 1984'
Transformation Method - Molodensky
Semimajor Axis (meters): 6378137.000000
Reciprocal Flattening (1/f): 298.2572235630
Prime Meridian shift from Greenwich (deg): 0.0000000000
X Shift to WGS 84 (meters): 0.00000
Y Shift to WGS 84 (meters): 0.00000
Z Shift to WGS 84 (meters): 0.00000

The Geographic Calculator - Version 3.07

Registered to 'calculo'

Date: 08/14/96 Time: 19:33:40

Blue Marble Geographics
 46 Water Street, Gardiner, Maine 04345 USA
 (207) 582-6747 FAX (207) 582-7001

	BASE COARI	BASE COARI	
	-----	-----	
Latitude: (Degrees)	3 22 43.5317 S		
Longitude: (Degrees)	64 43 27.3267 W		
Ellip. Ht.: (Meters)	54.132		
X: (Meters)		2718626.3252	<i>OUTPUT TO SKIP</i>
Y: (Meters)		-5757606.2452	
Z: (Meters)		-373394.8418	
System:	Geodetic	XYZ Cartesian ECEF	
Datum Transf.:	WGS 1984	WGS 1984	
Ellipsoid:	WGS 1984	WGS 1984	
Zone:	- - - - -	- - - - -	

NOTE: The input and output geodetic datum transformations are equivalent.
 No geodetic datum shift has been computed or applied.
 Geodetic datum information is for reference purposes only.

Geodetic Datum Transformation 'WGS 1984'
 Transformation Method - Molodensky
 Semimajor Axis (meters): 6378137.000000
 Reciprocal Flattening (1/f): 298.2572235630
 Prime Meridian shift from Greenwich (deg): 0.0000000000
 X Shift to WGS 84 (meters): 0.00000
 Y Shift to WGS 84 (meters): 0.00000
 Z Shift to WGS 84 (meters): 0.00000

TRIMVEC GPS RELATIVE POSITIONING SOLUTION SUMMARY: VERSION 91.0271 123

OPTIMUM SOLUTION OUTPUT FILE: C:\TNL\DATA\PROJ\COARI\TRIMVEC\B333B111.opt

Start date/time: 1996/ 7/31 14:15:45. day of year 213 tow 3105
 Stop date/time: 1996/ 7/31 16: 3:45. day of year 213 tow 3170

STATION INFORMATION

Sta	ID	Ant (m)	Latitude	Longitude	Hgt (m)
1	B333	1.321	3:20'59.31350"S	64:42'23.09800"W	75.0
2	B111	2.479	3:22'43.53173"S	64:43'27.32672"W	54.1

Origin of station 1 coordinates : User input

COMPUTED VECTOR INFORMATION

Station	Slope	Normal Section	Vertical	Fixed	RDO
From To	Distance (m)	Azimuth (dms)	Angle (dms)	Quality	
1 2	3765.545	211 46 18.90	-000 20 04.29	8.23	0.021

ALL VECTORS (dx, dy and dz between ECEF Coordinates)

From To	dx(m)	dy(m)	dz(m)	dist(m)	dh(m)
FIX 1 2	-1881.892	-658.146	-3194.473	3765.545	-20.80

L1 solution

Measurements used: 349 Rejected: 29 RMS (cycles) 0.071

ANEXO B**LISTA DE PROGRAMAS EM LINGUAGEM C**

```

/* Universidade Federal do Paraná */
/* Curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas */
/* Programa para Transformação de Coordenadas Geodésicas em metros com o uso de dois
arquivos*/

# include <stdlib.h>
# include <stdio.h>
# define raio 6378137.0
# define seno1 4.8481368e-6

typedef float coordenadas;

char linhaA[80], horaA[21], latitudeA[18], longitudeA[19], alturaA[9];
char linhaB[80], horaB[21], latitudeB[18], longitudeB[19], alturaB[9];

float   nlatitudeA;
float   nlongitudeA;
float   nalturaA;
float   nlatitudeB;
float   nlongitudeB;
float   nalturaB;
float   nlatitudeC;
float   nlongitudeC;
float   nalturaC;

main ()
{

FILE * arquivoA;
FILE * arquivoB;
FILE * arquivoC;

sin(0.0);

/* Abertura dos arquivos A, B e C */
arquivoA = fopen ("a:A.dat", "r");
arquivoB = fopen ("a:B.dat", "r");
arquivoC = fopen ("a:C.dat", "w");

while ((! feof(arquivoA)) && (! feof(arquivoB)))
{
/* Leitura dos arquivos A e B por linhas*/
fgets (linhaA, 79, arquivoA);
strncpy (horaA, linhaA, 20);
strncpy (latitudeA, & (linhaA[24]), 17);
strncpy (longitudeA, & (linhaA[43]), 18);
strncpy (alturaA, & (linhaA[63]), 8);

latitudeA[1] = latitudeA[4] = latitudeA[15] = 0;
nlatitudeA = 60.0 * atof(latitudeA);

```

```

nlatitudeA = 60.0 * (nlatitudeA + atof(&(latitudeA[2])));
nlatitudeA = nlatitudeA + atof(&(latitudeA[5]));
nlatitudeA = raio * (-nlatitudeA) * seno1;

longitudeA[2] = longitudeA[5] = longitudeA[16] = 0;
nlongitudeA = 60.0 * atof(longitudeA);
nlongitudeA = 60.0 * (nlongitudeA + atof(&(longitudeA[3])));
nlongitudeA = nlongitudeA + atof(&(longitudeA[6]));
nlongitudeA = raio * (-nlongitudeA) * seno1;

nalturaA = atof(alturaA);

fgets (linhaB, 79, arquivoB);
    strncpy (horaB, linhaB, 20);
    strncpy (latitudeB, & (linhaB[24]), 17);
    strncpy (longitudeB, & (linhaB[43]), 18);
    strncpy (alturaB, & (linhaB[63]), 8);

latitudeB[1] = latitudeB[4] = latitudeB[15] = 0;
nlatitudeB = 60.0 * atof(latitudeB);
nlatitudeB = 60.0 * (nlatitudeB + atof(&(latitudeB[2])));
nlatitudeB = nlatitudeB + atof(&(latitudeB[5]));
nlatitudeB = raio * (-nlatitudeB) * seno1;

longitudeB[2] = longitudeB[5] = longitudeB[16] = 0;
nlongitudeB = 60.0 * atof(longitudeB);
nlongitudeB = 60.0 * (nlongitudeB + atof(&(longitudeB[3])));
nlongitudeB = nlongitudeB + atof(&(longitudeB[6]));
nlongitudeB = raio * (-nlongitudeB) * seno1;

nalturaB = atof(alturaB);

/*Abertura do Arquivo C*/

nlatitudeC = nlatitudeA - nlatitudeB;
nlongitudeC = nlongitudeA - nlongitudeB;
nalturaC = nalturaA - nalturaB;

    fprintf (arquivoC,"%s----%10.3fm--%10.3fm--%8.3fn",horaA,nlatitudeC,
            nlongitudeC,nalturaC);

    printf ("%s----%10.3fm--%10.3fm--%8.3fn",horaA,nlatitudeC,
            nlongitudeC,nalturaC);
}

fclose(arquivoA);
fclose(arquivoB);
fclose(arquivoC);

```

```

/* Universidade Federal do Paraná */
/* Curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas */
/* Programa para Transformação de Coordenadas Geodésicas em Cartesianas utilizando dois
arquivos*/

```

```

# include <string.h>
# include <math.h>
# include <stdlib.h>
# include <stdio.h>
# define sin1 4.8481368e-6
# define a 6378137.0
# define d 6.694385e-3
/* d = e^2 */
/* (1-e^2) = 0.993305615 */

```

```

typedef float coordenadas;

```

```

char linhaA[80], horaA[21], latitudeA[18], longitudeA[19], alturaA[9];
char linhaB[80], horaB[21], latitudeB[18], longitudeB[19], alturaB[9];

```

```

double nlatitudeA;
double nlongitudeA;
double nalturaA;
double nlatitudeB;
double nlongitudeB;
double nalturaB;
double nXC;
double nYC;
double nZC;
double nXD;
double nYD;
double nZD;
double nXE;
double nYE;
double nZE;
double NA;
double NB;
double HA;
double HB;

```

```

void main ()

```

```

FILE * arquivoA;
FILE * arquivoB;
FILE * arquivoC;
FILE * arquivoD;
FILE * arquivoE;
/* FILE * arquivoG; */

```

```

/* Abertura dos arquivos A,B,C,D,E e G */
arquivoA = fopen ("C:\\t\\A.dat", "r");
arquivoB = fopen ("C:\\t\\B.dat", "r");
arquivoC = fopen ("C:\\t\\C.dat", "w");
arquivoD = fopen ("C:\\t\\D.dat", "w");
arquivoE = fopen ("C:\\t\\E.dat", "w");
/*
arquivoG = fopen ("C:\\t\\G.dat", "w"); */

    while ((!feof(arquivoA)) && (!feof(arquivoB)))
    {
/* Leitura dos arquivos A e B por linhas */
fgets (linhaA, 79, arquivoA);
    strncpy (horaA, linhaA, 20);
    strncpy (latitudeA, & (linhaA[24]), 17);
    strncpy (longitudeA, & (linhaA[43]), 18);
    strncpy (alturaA, & (linhaA[63]), 8);

latitudeA[1] = latitudeA[4] = latitudeA[15] = 0;
nlatitudeA = 60.0 * atof(latitudeA);
nlatitudeA = 60.0 * (nlatitudeA + atof(&(latitudeA[2])));
nlatitudeA = nlatitudeA + atof(&(latitudeA[5]));
nlatitudeA = (-nlatitudeA) * sin1;

longitudeA[2] = longitudeA[5] = longitudeA[16] = 0;
nlongitudeA = 60.0 * atof(longitudeA);
nlongitudeA = 60.0 * (nlongitudeA + atof(&(longitudeA[3])));
nlongitudeA = nlongitudeA + atof(&(longitudeA[6]));
nlongitudeA = (-nlongitudeA) * sin1;

HA = nalturaA = atof(alturaA);

fgets (linhaB, 79, arquivoB);
    strncpy (horaB, linhaB, 20);
    strncpy (latitudeB, & (linhaB[24]), 17);
    strncpy (longitudeB, & (linhaB[43]), 18);
    strncpy (alturaB, & (linhaB[63]), 8);

latitudeB[1] = latitudeB[4] = latitudeB[15] = 0;
nlatitudeB = 60.0 * atof(latitudeB);
nlatitudeB = 60.0 * (nlatitudeB + atof(&(latitudeB[2])));
nlatitudeB = nlatitudeB + atof(&(latitudeB[5]));
nlatitudeB = (-nlatitudeB) * sin1;

longitudeB[2] = longitudeB[5] = longitudeB[16] = 0;
nlongitudeB = 60.0 * atof(longitudeB);
nlongitudeB = 60.0 * (nlongitudeB + atof(&(longitudeB[3])));
nlongitudeB = nlongitudeB + atof(&(longitudeB[6]));
nlongitudeB = (-nlongitudeB) * sin1;

HB = nalturaB = atof(alturaB);

```

```

/* Determinacao das grandes Normais N1 e N2 */

    NA = a / sqrt ( 1 - (d * pow (sin (nlatitudeA),2)));
    NB = a / sqrt ( 1 - (d * pow (sin (nlatitudeB),2)));

/* fprintf(arquivoG,"%s %11.3f %11.3f\n",horaA,NA,NB);
   printf ("%s %11.3f %11.3f\n",horaA,NA,NB); */

/* Transformacao de Coordenadas Geodesicas em Cartesianas */

    nXC = (NA + HA) * cos(nlatitudeA) * cos(nlongitudeA);
    nYC = (NA + HA) * cos(nlatitudeA) * sin(nlongitudeA);
    nZC = ((NA * (1 - d)) + HA) * sin(nlatitudeA);

fprintf(arquivoC,"%s %11.3f %12.3f %11.3f\n",horaA,nXC,nYC,nZC);
printf ("%s %11.3f %12.3f %11.3f\n",horaA,nXC,nYC,nZC);

    nXD = (NB + HB) * cos(nlatitudeB) * cos(nlongitudeB);
    nYD = (NB + HB) * cos(nlatitudeB) * sin(nlongitudeB);
    nZD = ((NB * (1 - d)) + HB) * sin(nlatitudeB);

fprintf(arquivoD,"%s %11.3f %12.3f %11.3f\n",horaA,nXD,nYD,nZD);
printf ("%s %11.3f %12.3f %11.3f\n",horaA,nXD,nYD,nZD);

/* Diferenca de Coordenadas Cartesianas entre o Posicionamento Relativo
e o Absoluto */

    nXE = nXC - nXD;
    nYE = nYC - nYD;
    nZE = nZC - nZD;

fprintf(arquivoE,"%s %6.3f %7.3f %7.3f\n",horaA,nXE,nYE,nZE);
printf ("%s %6.3f %7.3f %7.3f\n",horaA,nXE,nYE,nZE);

    }

    fclose(arquivoA);
    fclose(arquivoB);
    fclose(arquivoC);
    fclose(arquivoD);
    fclose(arquivoE);
/*
    fclose(arquivoG); */

```

```

/* Universidade Federal do Paraná */
/* Curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas */
/* Determinação da posição da Aeronave */

# include <math.h>
# include <stdlib.h>
# include <stdio.h>

typedef double coordenadas;

char linhaA[80], horaA[21], XA[18], YA[19], ZA[12];
char linhaB[80], horaB[21], XB[18], YB[19], ZB[12];
char      XB_post[18], YB_post[19], ZB_post[12];

double  nXA,nYA,nZA;
double  nXB,nYB,nZB;
double  nXB_post,nYB_post,nZB_post;
double  nXC,nYC,nZC;
double  nXD,nYD,nZD;
double  nXH,nYH,nZH;
double  nXF,nYF,nZF;
double  r1=0;
double  r2=0;
double  h1=0;

main ()
{
FILE * arquivoA;
FILE * arquivoB;
FILE * arquivoC;
FILE * arquivoD;
FILE * arquivoH;
FILE * arquivoF;

/* Abertura dos arquivos A,B,C,D,H e F */

arquivoA = fopen ("C:\\users\\default\\T\\A.dat", "r");
arquivoB = fopen ("C:\\users\\default\\T\\B.dat", "r");
arquivoC = fopen ("C:\\users\\default\\T\\C.dat", "w");
arquivoD = fopen ("C:\\users\\default\\T\\D.dat", "w");
arquivoH = fopen ("C:\\users\\default\\T\\H.dat", "w");
arquivoF = fopen ("C:\\users\\default\\T\\F.dat", "w");

/* Leitura dos arquivos A e B por linhas*/
fgets (linhaA, 79, arquivoA);
strncpy (horaA, linhaA, 20);
strncpy (XA, & (linhaA[21]), 11);
strncpy (YA, & (linhaA[33]), 12);
strncpy (ZA, & (linhaA[46]), 11);

```

```

nXA=atof(XA);
nYA=atof(YA);
nZA=atof(ZA);

printf ("%s %f %f %f\n",horaA,nXA,nYA,nZA);

fgets (linhaB, 79, arquivoB);
    strncpy (horaB, linhaB, 20);
    strncpy (XB, & (linhaB[21]), 11);
    strncpy (YB, & (linhaB[33]), 12);
    strncpy (ZB, & (linhaB[46]), 11);

nXB=atof(XB);
nYB=atof(YB);
nZB=atof(ZB);

printf ("%s %f %f %f\n",horaA,nXB,nYB,nZB);

while ((!feof(arquivoA)) && (!feof(arquivoB)))
{

fgets (linhaB, 79, arquivoB);
    strncpy (horaB, linhaB, 20);
    strncpy (XB_post, & (linhaB[21]), 11);
    strncpy (YB_post, & (linhaB[33]), 12);
    strncpy (ZB_post, & (linhaB[46]), 11);

nXB_post=atof(XB_post);
nYB_post=atof(YB_post);
nZB_post=atof(ZB_post);

/* Calculo das coordenadas do vetor velocidade (r)*/

nXC=(nXB_post-nXB);
nYC=(nYB_post-nYB);
nZC=(nZB_post-nZB);
fprintf (arquivoC, "%s %15.3f %15.3f %15.3f\n",horaA,nXC,nYC,nZC);

/* Calculo de d = p - r*/

nXD=nXA-nXB;
nYD=nYA-nYB;
nZD=nZA-nZB;
fprintf (arquivoD, "%s %15.3f %15.3f %15.3f\n",horaA,nXD,nYD,nZD);

/* Calculo das Coordenadas de h*/

nXH=((nYB*nZC)-(nYC*nZB));
nYH=-((nXB*nZC)-(nXC*nZB));

```

```

        nZH=((nXB*nYC)-(nXC*nYB));
        fprintf(arquivoH,"%s %15.3f %15.3f %15.3f\n",horaA,nXH,nYH,nZH);

/* Calculo dos modulos de r1, r2 e h1*/

        r1=sqrt((nXB*nXB)+(nYB*nYB)+(nZB*nZB));
        r2=sqrt((nXC*nXC)+(nYC*nYC)+(nZC*nZC));
        h1=sqrt((nXH*nXH)+(nYH*nYH)+(nZH*nZH));

/* Calculo de XCR,XAL,XRD*/

        nXF=((nXH*nXD)-(nYH*nYD)+(nZH*nZD))/h1;

        nYF=((nXC*nXD)+(nYC*nYD)+(nZC*nZD))/r2;

        nZF=-((nXB*nXD)-(nYB*nYD)+(nZB*nZD))/r1;

        fprintf(arquivoF,"%s %15.3f %15.3f %15.3f\n",horaA,nXF,nYF,nZF);
        printf("%s %15.3f %15.3f %15.3f\n",horaA,nXF,nYF,nZF);

/*Leitura do arquivo A por linhas*/

        fgets (linhaA, 79, arquivoA);
        strncpy (horaA, linhaA, 20);
        strncpy (XA, & (linhaA[21]), 11);
        strncpy (YA, & (linhaA[33]), 12);
        strncpy (ZA, & (linhaA[46]), 11);

        nXA=atof(XA);
        nYA=atof(YA);
        nZA=atof(ZA);

/*Atualização do ponteiro*/

        nXB=nXB_post;
        nYB=nYB_post;
        nZB=nZB_post;

        getch();

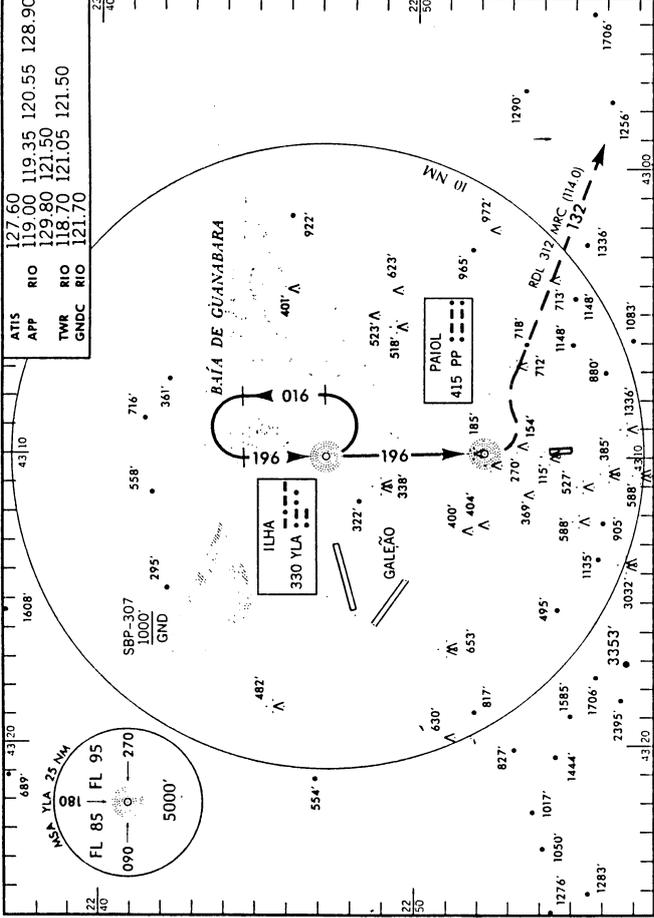
    }
    fclose (arquivoA);
    fclose (arquivoB);
    fclose (arquivoC);
    fclose (arquivoD);
    fclose (arquivoH);
    fclose (arquivoF);
}

```

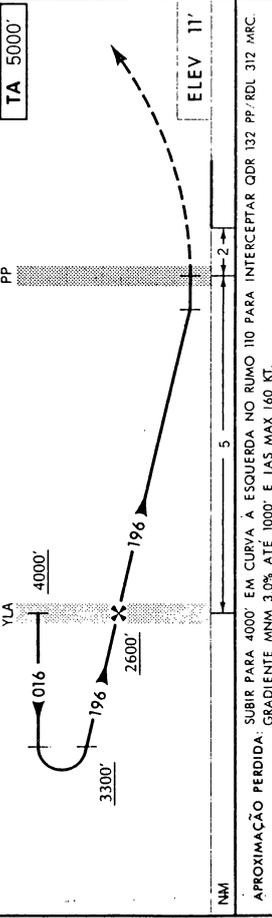
```
%GERA HISTOGRAMA
```

```
load po5.dat  
n=48  
y=po5(:,1);  
hist(y,n)  
grid
```

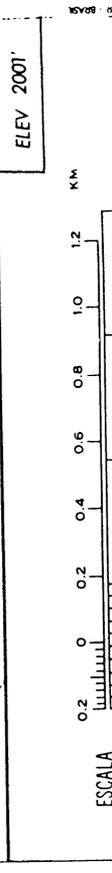
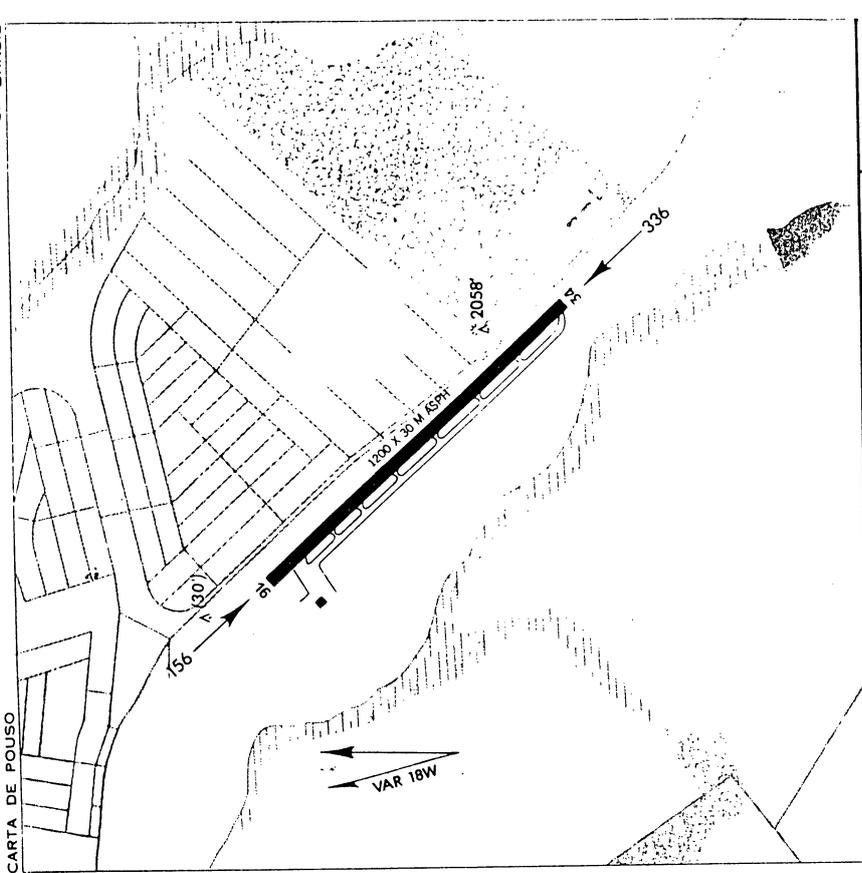
ANEXO C
CARTAS AERONÁUTICAS



1-ESPERA NDB YLA T.A.S MAX 170 KT. COM 70° INC. PARA O ED (13-16-10-12)
 RANX 2-POUSO RWY 02: AO ATINGIR 1300' MANTER E CIRCULAR PELO SETOR W DO AERODROMO A PARTIR NDB PP. T.A.S MAX 150 KT.



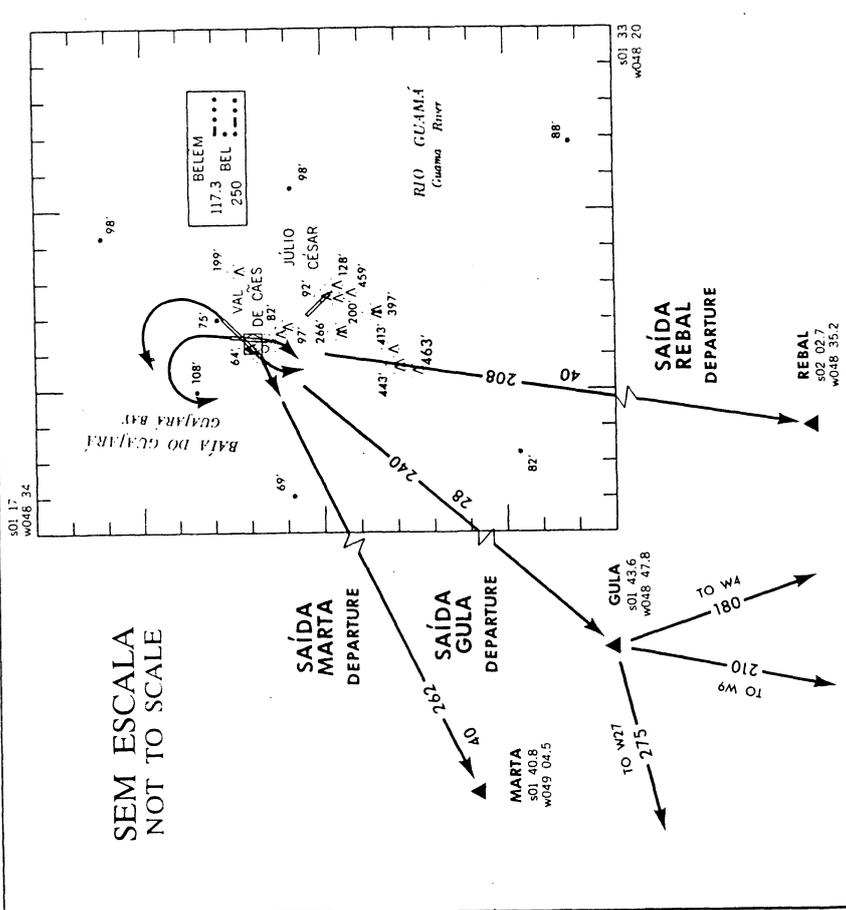
POUSO DIRETO RWY 20		IFR OPS DIURNA-NOTURNA				
C	NDB	PARA CIRCULAR (VER RANX)				
A	MDA 600'	CAT	MDA TETO VIS			
T	3800 M	A	1300' 1300' 4800 M			
A	3800 M	B	1300'			
B	3800 M	C				
C	3800 M	D				
D	3800 M	E	NA			
E	3800 M		NA			
RAZÃO DE DESCIDA NA APROXIMAÇÃO FINAL						
KT	100	110	120	130	140	150
FPM	700	750	800	900	950	1000



POUSO DIRETO RWY 20		IFR OPS DIURNA-NOTURNA				
C	NDB	PARA CIRCULAR (VER RANX)				
A	MDA 600'	CAT	MDA TETO VIS			
T	3800 M	A	1300' 1300' 4800 M			
A	3800 M	B	1300'			
B	3800 M	C				
C	3800 M	D				
D	3800 M	E	NA			
E	3800 M		NA			
RAZÃO DE DESCIDA NA APROXIMAÇÃO FINAL						
KT	100	110	120	130	140	150
FPM	700	750	800	900	950	1000

CARTA DE SAIDA POR INSTRUMENTOS
INSTRUMENT DEPARTURE CHART

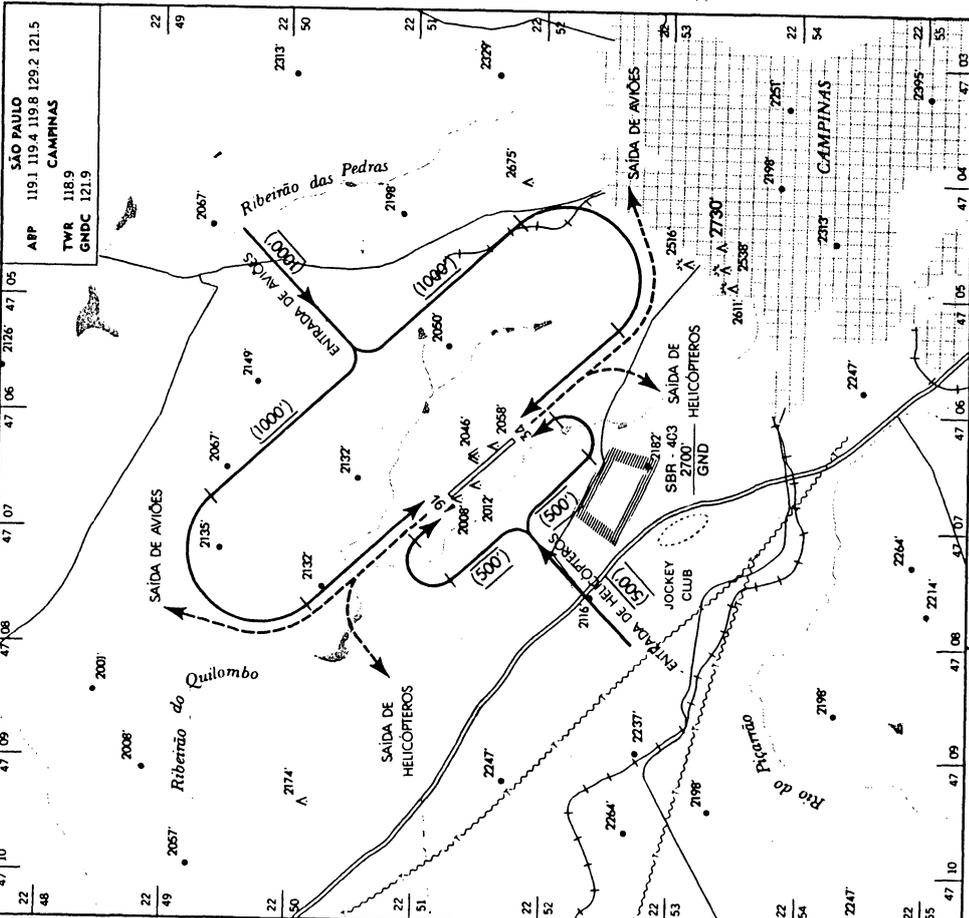
APP BELEM	119.05	119.50	ACC BELEM	125.20	126.15	128.20	128.30	128.70
TWR BELEM	118.70	121.50		133.35	133.70	134.70	135.55	
GND BELEM	121.90							



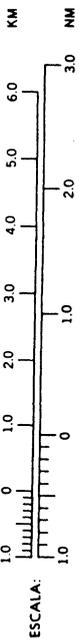
- RMK
- GRADIENTE MNM DE SUBIDA: 3.3%
 - MNM PARA TKOF
 - TA 2000'
- RMK
- MNM CLIMB GRADIENT: 3.3%
 - MNM TO TKOF
 - CEILING NOT REQUIRED - VIS 1200M
 - TA 2000'

09 NOV 95 MODIFICAÇÕES/CHANGES: FREQ ACC/APP/GND/TWR

CARTA DE APROXIMAÇÃO VISUAL



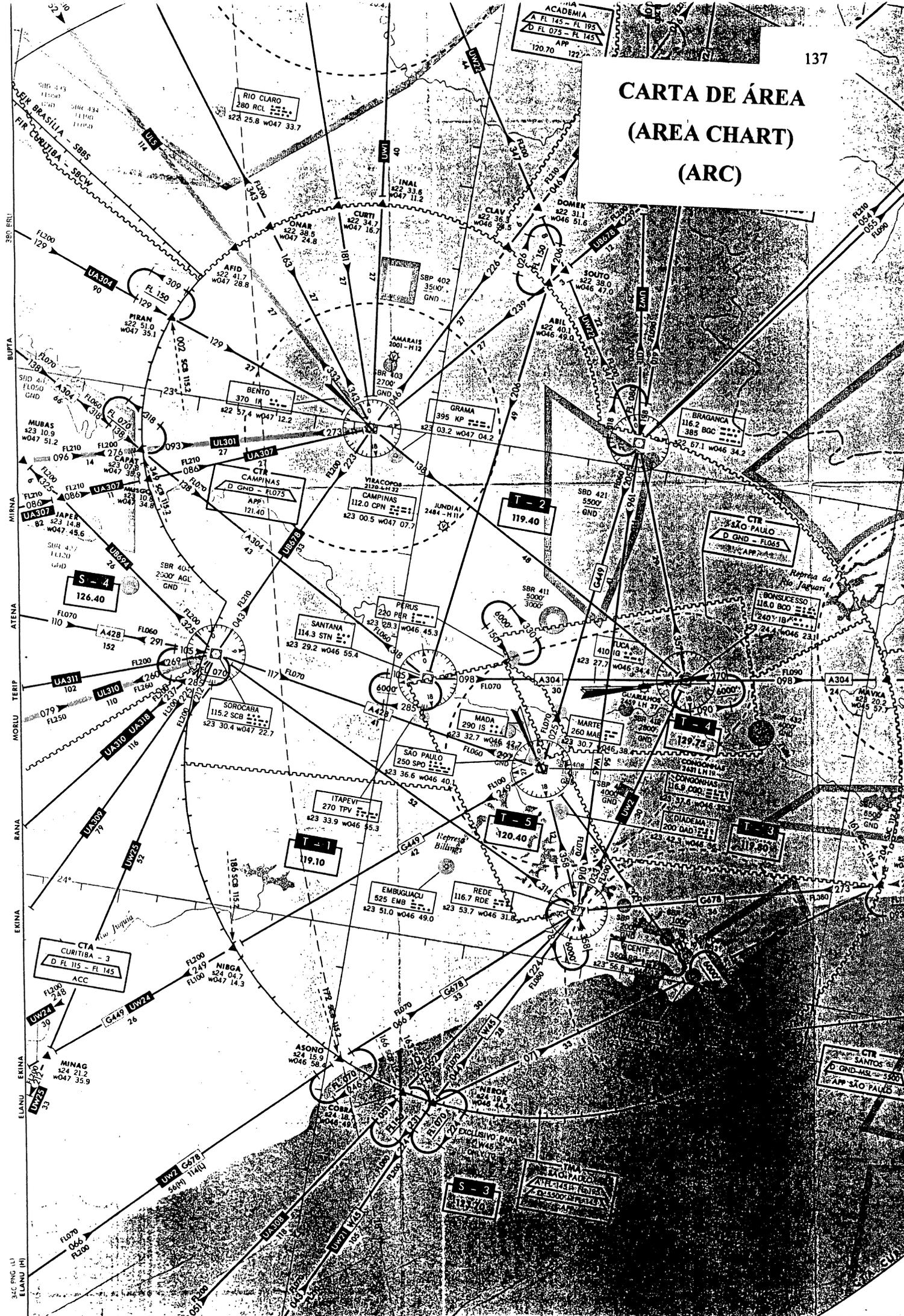
ELEV 2001'



- RMK:
- OBSERVAR OPERAÇÃO DE ULTRALEVES E GIRCÓPTEROS NO SETOR SUDESTE DO AD AUTORIZADOS A EFETUAR O CIRCUITO DE HELICÓPTEROS.
 - OBSERVAR LANÇAMENTO DE PARAQUEDISTAS COM ALVO NA LATERAL DIREITA DA PISTA 16.

DIRETORIA DE ELETRONICA E PROTEÇÃO AO VOO - MAE - BRASIL

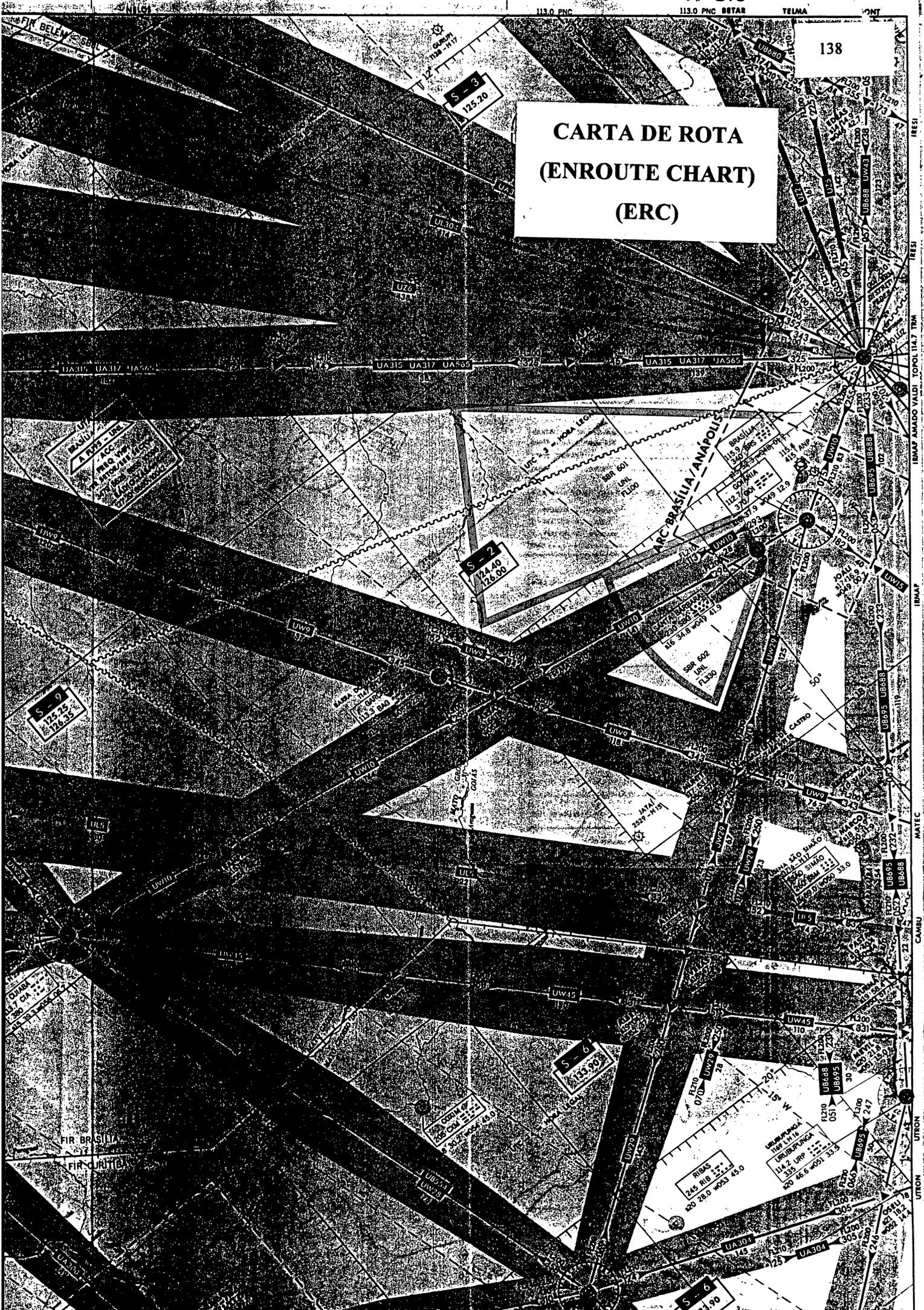
CARTA DE ÁREA (AREA CHART) (ARC)



340 PING (U)
ELANU (M)

340 PING (U)
ELANU (M)

**CARTA DE ROTA
(ENROUTE CHART)
(ERC)**



GLOSSÁRIO

- ACURÁCIA** - descreve o quanto o valor experimental, isento de erros aleatórios e sistemáticos, está próximo do valor da grandeza tido como verdadeiro.
- ACURÁCIA PREDIZÍVEL** - solução da posição com respeito ao mapa.
- ACURÁCIA RELATIVA** - é a acurácia com que o usuário pode medir a posição relativa a um outro usuário do mesmo sistema de navegação para o mesmo tempo.
- ACURÁCIA REPETÍVEL** - quando o usuário pode voltar a posição das coordenadas medidas num determinado tempo com o mesmo sistema de navegação.
- AEROVIA** - é um corredor aéreo estabelecido pelo Controle de Tráfego Aéreo e marcado por ajudas rádio a navegação.
- AJUDAS A NAVEGAÇÃO** - qualquer meio para obter um fixo ou LOP com ajuda para o *Dead Reckoning*.
- AJUDAS RÁDIO** - equipamento de rádio destinado a apoiar a navegação aérea.
- ALINHAMENTO** - é o nivelamento e orientação da plataforma de inércia do INS.
- ALS** - sistema de luzes de aproximação instalado em aeródromos onde a aproximação por instrumentos é realizado com teto e visibilidade relativamente boa.
- ALTITUDE** - é a distância vertical de um nível, medida a partir de um determinado plano; é a distância vertical, a partir do nível do mar, até um outro nível ponto ou objeto considerado como ponto.
- ALTITUDE CALIBRADA (AC)** - é a altitude indicada, corrigida para os erros de instrumento e de instalação do mesmo.
- ALTITUDE DENSIDADE (AD)** - é a altitude pressão corrigida das variações de temperatura não padrão. É muito usado para o cálculos de performance.
- ALTITUDE GEOMÉTRICA** ou **ELIPSÓIDAL (H)** - é a distância do ponto ao elipsóide contada sobre a normal. É obtida pela expressão aproximada, visto que não se considerar o **h** ser contado ao longo da vertical e **N** ao longo da normal, $H = N + h$, em que **N** é a ondulação do geóide com respeito ao elipsóide e **h** é a altitude geométrica.
- ALTITUDE INDICADA (AI)** - é a leitura não corrigida de um altímetro barométrico. É a altitude mostrada no visor do altímetro.
- ALTITUDE ORTOMÉTRICA (h)** - é a distância contada sobre a vertical, desse ponto ao Geóide, pode ser obtida aproximadamente através do nivelamento geométrico associado à gravimetria.
- ALTITUDE VERDADEIRA (AV)** - é a distância vertical de um ponto ou de uma aeronave,

acima do nível do mar (QNH); é a altura verdadeira da aeronave acima do nível médio do mar.

ALTURA - é a distância vertical, a partir de determinada referência, até um nível, ponto ou objeto considerado como ponto.

AMBIGÜIDADE - é o número inteiro inicial de ciclos.

ARFAR (PITCH) - movimento da aeronave à volta do eixo transversal.

ATITUDE - é a posição da aeronave determinada pela direção do seu eixo principal em relação a um dado sistema de coordenadas; postura.

AZIMUTE - é o ângulo definido entre o meridiano e o alinhamento no sentido horário.

AZIMUTE VERDADEIRO - é o ângulo medido da esquerda para a direita, a partir do Norte Verdadeiro ao círculo vertical do observador.

CAPACIDADE DO SISTEMA - é o número de usuários que o sistema pode servir num determinado intervalo de tempo.

COBERTURA - é o espaço aéreo ou volumétrico que os sinais são adequados, permitindo ao usuário determinar a posição para uma determinada acurácia.

DEAD RECKONING (DR) - é a determinação da posição da aeronave para um dado tempo, pela aplicação somente dos dados de direção e velocidade do vento.

DECLINAÇÃO MAGNÉTICA - é o ângulo formado pela linha Norte-Sul verdadeira ou geográfica e a linha Norte-Sul magnética.

DERIVA - é o ângulo formado entre a proa de uma aeronave e a rota a percorrer ou descrita pela mesma. Toma o sinal positivo (+) quando for para a direita e negativo (-) quando for para a esquerda.

DIREÇÃO - é a posição de um ponto em relação a outro, sem considerar a distância que os separa.

DIMENSÕES FIXAS - se o sistema fornece a posição do fixo em uma, duas ou três dimensões.

DISPONIBILIDADE - é a habilidade do sistema fornecer serviço utilizável dentro da área de cobertura.

DOP - é a precisão ou grau de incerteza calculada; depende do volume do tetraedro formado pelos satélites rastreados e o receptor; é obtida pela matriz cofatora de A.

FIXO - é a posição geográfica da aeronave para um determinado tempo, estabelecido por ajudas rádio a navegação.

INTERSEÇÃO - cruzamento.

LATITUDE - é o comprimento de arco de meridiano compreendido entre o Equador e o

ponto; é a distância angular medida à Norte ou Sul do Equador através do meridiano, de 0° a 90°.

LINHA DE POSIÇÃO (LOP) - é a linha que contém todas as posições geográficas possíveis de um observador para um dado instante de tempo.

LONGITUDE - é o comprimento de arco de Equador contado do meridiano de referência (Meridiano de Greenwich), e o meridiano do ponto; é a distância angular Este ou Oeste do meridiano de Greenwich medido no plano do Equador de 0° a 180°.

MACH1 - corresponde a velocidade do som, é cerca de 1220km/h ao nível do mar, pois esta velocidade varia em função da altitude.

MILHA NÁUTICA (NM) - unidade de distância usada na navegação, igual a 6080 pés; é o comprimento médio de 1 minuto de longitude no Equador; 1.15 milhas terrestres.

NAVEGAÇÃO AÉREA - é a arte de conduzir uma aeronave, com segurança e eficiência, de um ponto para o outro, sobre a superfície da Terra determinando sua posição a qualquer momento.

NAVEGAÇÃO ASTRONÔMICA - é o sistema de navegação no qual as posições são obtidas pela observação de corpos celestes.

NAVEGAÇÃO POR CONTATO OU VISUAL (VFR) - é o método de conduzir uma aeronave, de um ponto para o outro, sobre a superfície da Terra, pela observação de pontos de referência conhecidos ou localizados na carta de navegação.

NAVEGAÇÃO ELETRÔNICA - é o método de navegação no qual a determinação de posição é através de instrumentos eletrônicos e baseada na recepção de sinais de emissores especiais.

NAVEGAÇÃO ESTIMADA - é o método de conduzir uma aeronave, de um ponto a outro, sobre a superfície da Terra, determinando sua posição, pela aplicação da direção e velocidade do vento (Dv/Vv), a partir de um ponto conhecido.

NAVEGAÇÃO RADIOGONIOMÉTRICA - é o método de navegação no qual se aplica um equipamento denominado radiogoniômetro.

NÍVEL DE VÔO - superfície de pressão atmosférica constante relacionada com uma determinada referência de pressão, 1013,2 milibares, e que está separada de outras superfícies análogas por determinados intervalos de pressão.

NÓ (kt) - é uma unidade de velocidade. 1 MIMA por hora; milha náutica por hora.

NORTE MAGNÉTICO - é a direção dada pela Bússola Magnética

PAPIS (Indicador de Trajetória de Aproximação) - consiste de 4 caixas luminosas instaladas em linha de um lado da pista, geralmente o lado esquerdo.

PERNA - trechos ou pedaços do plano de vôo entre dois fixos ou entre um fixo e uma estação.

POTENCIAL DE AMBIGÜIDADE - se o sistema indica uma ou mais posições com a mesma série de medidas, não indicando a posição mais próxima da posição correta.

POSIÇÃO - é um ponto definido na superfície da Terra. A posição pode ser qualificada por vários adjetivos, e daí os diversos nomes que ela assume: Posição Geográfica, Posição Estimada, Posição no Ar ou Posição sem Vento, etc.

POSIÇÃO ESTIMADA - é a posição plotada numa carta, em função do RV e VS de uma aeronave, a partir de um ponto conhecido.

POSIÇÃO SEM VENTO ou **POSIÇÃO NO AR (PSV)** - é a posição plotada numa carta, com PV e VA, para um determinado tempo de vôo.

POTENCIAL DE AMBIGÜIDADE - se o sistema identifica duas ou mais posições da aeronave com a mesma série de medidas, não indicando a posição mais próxima da posição correta.

PRECESSÃO INDUZIDA, MECÂNICA (REAL) - é o movimento do eixo de rotação do giro direcional quando aplicada uma força. O giro tem uma precessão de 90° do ponto da precessão aplicada na direção da rotação.

PRECISÃO - indica de quanto as medidas são reprodutíveis, estando vinculado apenas a efeitos aleatórios, podendo existir erros sistemáticos.

PRESSÃO ATMOSFÉRICA - é o peso de uma coluna de ar sobre a unidade de área. É medida por dois tipos de Barômetros: o de Mercúrio e o Aneróide.

PRESSÃO ESTÁTICA - é a pressão atmosférica do ar sereno.

PRESSÃO DE IMPACTO - é a pressão exercida no tubo de pitot, quando a aeronave está em movimento.

PROA - é o ângulo formado entre um meridiano qualquer e o eixo longitudinal da aeronave.

RÁDIO ALTÍMETRO - instrumento indispensável na navegação por pressão, muito utilizado nos vôos transoceânicos (QFE).

RÁDIO GONIÔMETRO - instrumento que fornece a orientação magnética da aeronave em relação a estação sintonizada.

ROTA - é a trajetória percorrida ou a percorrer por uma aeronave sobre a superfície da Terra.

ROTA LOXODRÔMICA - é aquela que corta todos os meridianos em ângulos iguais. É a mais usada para a navegação, em baixa altitude.

ROTA ORTODRÔMICA - é aquela que corta todos os meridianos em ângulos diferentes. Também é conhecida por **ROTA do CÍRCULO MÁXIMO**, por representar um segmento desse círculo. Tem a desvantagem de mudar de direção a cada meridiano que

corta e a grande vantagem de ser a menor distância entre dois pontos.

RUMO - é o ângulo que exprime uma direção. Pode ser Verdadeiro ou Magnético.

RUMO MAGNÉTICO (RM) - é o ângulo formado entre um meridiano magnético e a linha da rota.

RUMO VERDADEIRO (RV) - é o ângulo formado entre um meridiano verdadeiro e a linha da rota.

SEGURANÇA/CONFIABILIDADE - é função do número de falhas ocorrentes no sistema.

SEXTANTE - instrumento óptico contendo dois telescópios com um campo de visão de 15°.

Contém uma série de prismas, permitindo a medida de corpos celestes a altitude de - 10° abaixo do horizonte até 92° acima do horizonte.

TEMPERATURA DO AR INDICADA - é o valor obtido da leitura do ponteiro indicador.

TEMPERATURA VERDADEIRA DO AR - é a temperatura indicada corrigida por um fator de correção.

TEMPO - é um definido período de duração. A medida do tempo é em função do movimento aparente dos astros ao redor da Terra.

TORQUE - momento de um sistema de forças que tende a causar rotação; mudança de direção.

VASIS - Sistema Indicador de Trajetória de Aproximação Visual que proporciona orientação segura e efetiva ao piloto para interceptar a trajetória de planeio num determinado aeródromo.

VELOCIDADE - é o espaço percorrido pela aeronave na unidade de tempo; é o número de fixos dados por um sistema na unidade de tempo.

VELOCIDADE CRUZEIRO - é a velocidade com que o avião se desloca mais rápido e mais longe com o menor consumo de combustível.

VELOCIDADE INDICADA - é a velocidade lida diretamente no velocímetro, não corrigida das variações de densidade atmosférica, erros de instalação e erros do instrumento

VELOCIDADE NO SOLO (VS) - é a velocidade da aeronave em relação ao solo.

VELOCIDADE VERDADEIRA - é a velocidade calibrada (ou velocidade equivalente quando aplicada) corrigida para os erros de densidade do ar (temperatura e pressão).

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS:

ABIDIN, H. Z. : **On-the-Fly Ambiguity Resolution** - GPS World April 1994.

COSTA NETO, P.L.O.: **Estatística**. São Paulo: Edgard Blucher Ltda, 1977.

DEPARTMENT OF DEFENSE AND DEPARTMENT OF TRANSPORTATION: **1994 Federal radionavigation plan**, Washington, May 1995.

DEPARTMENTS OF THE AIR FORCE AND NAVY: **Air Navigation :Flying Training**. Washington 1983.

DURVAL, R.: **Comunicação Pessoal** 1996.

ESCOLA VARIG DE AERONÁUTICA: **Sistemas de navegação - EVAER - Escola Varig de Aeronáutica** [ca. 1990].

FORÇA AÉREA BRASILEIRA: **Auxílio a navegação - Escola de Especialistas de Aeronáutica.**, 1988.

HOFMANN-WELLENHOF,B., H. LICHTENEGER & J.COLLINS (1994): **Global Positioning System, Theory and Practice**, 3rd Edition, Springer-Verlag, New York, N.Y. 335 May 1993.

HUNDLEY *et al.*: **Flight Evaluation of a Basic C/A-Code Differential GPS Landing System for Category I Precision Approach** - NAVIGATION: Journal of The Institute of Navigation Vol 40, N.2 Summer 1993.

LEICK, Alfred: **GPS Satellite Surveing** - New York - John Willey & Sons, Inc. 2a ed. 1994.

McDONALD Keith D.: **GPS in Civil Aviation** - GPS World September 1991.

MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA: **Controlador de tráfego aéreo**, [ca.1980]

ORGANIZACION DE AVIACION CIVIL INTERNACIONAL (OACI): **Doc. 8168 OPS/611 Volumen II Segunda edición**. 1982.

_____ : **Telecomunicações aeronáuticas - Anexo 10 - Vol I - Abril 1985**.

SANTOS, M.C.: **Real Time Orbit Improvement for GPS Satellites** - Technical Report N. 178 November 1995, Department of Geodesy and Geomatic Engineering, University of New Brunswick.

SCHILDT, Herbert: **TURBO C++** - Guia do Usuário. McGraw-Hill Ltda - São Paulo

SEEBER, Günter: **Satellite Geodesy - Foundations, Methods and Applications** - Walter de Gruyter Inc., Berlin- New York 1993.

TAYLOR, S.E.T.: PARMAR H.A. **Ground studies for pilots** 2^a. ed. London Crosby Lockwood Staples, 1974.

TORELI, D. & SANTOS, V. S. (1996) : **Comunicação Pessoal, Operação de Vôo**, RIO-SUL, Linhas Aéreas, São Paulo, SP.

TRIMBLE NAVIGATION: **4000SE Geodetic Surveyor** - Operation Manual - Sunnyvale, September 1992.

WELLS *et al*: **Guide to GPS Positioning** - Canadian GPS Associates, New Brunswick, Canadá, 1986.

TRIMBLE NAVIGATION: **GPSURVEY Software** - **WAVE Software User's Guide** - Sunnyvale, September 1992.

_____ : **Pilote Guide** - TNL 2100. GPS NAVIGATOR - Trimble Navigation - Austin 1992.