



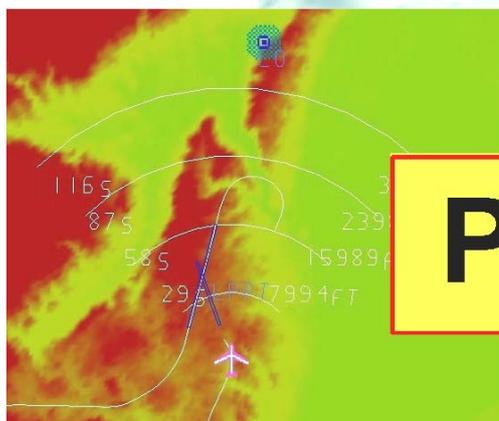
INSTITUTO
SUPERIOR
TÉCNICO

TRABALHO FINAL DE CURSO

Relatório Final

SISTEMA DE AVISO DE TERRENO

TERRAIN AWARENESS AND WARNING SYSTEM (TAWS)



PULL UP!

De:
David Ricardo Jorge dos
Santos Gil

N.º 43398
Licenciatura em Eng.
Aeroespacial

Índice

Índice	3
1. Resumo	4
2. Introdução	5
3. Motivação / Enquadramento	6
4. Conceito e Implementação	9
4.1. Forward Looking Terrain Alert	9
4.2. Reduced Required Terrain Clearance	9
4.3. Premature Descent Alert	9
4.4. Imminent Terrain Impact	9
4.5. Excessive rate of descent	10
4.6. Perda de Altitude Após a descolagem	10
4.7. Prioritização dos avisos:	10
4.8. Base de Dados de Pistas e Aeroportos	10
4.9. Display	11
4.10. Base de dados de terreno	11
5. Informação Geográfica	12
5.1. Escolha da Base de Dados de Elevação de Terreno (DTEDs) ...	12
5.2. Base de Dados de Pistas	15
6. Informação Sensorial	17
6.1. GPS	17
7. Concretização	18
7.1. Protótipo em Matlab	18
7.2. Georreferenciação e representação do terreno em memória ...	26
7.3. Importação dos dados espaciais de GPS em formato WGS84 ..	30
7.4. Display	32
7.5. Detecção de fase de voo (descolagem e aterragem)	36
7.6. Detecção de Colisões (FLTA)	38
7.7. Geração de Outros Alarmes e prioritização dos alertas.	39
7.8. Projecto de Hardware de um aviónico TAWS autónomo.	40
8. Plataformas de teste	42
8.1. Flight Simulator	42
8.2. Voo real efectuado	44
9. Os sistemas de visão Sintética,	46
10. Conclusões	47
11. Dicionário de Acrónimos	48
12. Bibliografia	49
13. Anexos	50

1. Resumo

O sistema TAWS é um aviónico que recebe informações sensoriais reais (GPS ou outra fonte de informação de navegação) e sensores virtuais (base de dados de terreno e de pistas guardados em memória). A sua finalidade é assim calcular a posição da aeronave perante o terreno e gerar avisos áudio e visuais para a tripulação caso verifique que a aeronave está numa posição perigosa perante o terreno. Uma forte motivação para o desenvolvimento de aviónica de aviso de terreno é o facto de antes da introdução destes sistemas, o acidente tipo voo controlado contra o terreno (CFIT) era estatisticamente responsável por cerca de metade de todos os acidentes fatais na aviação.

O objectivo deste trabalho foi projectar e implementar um TAWS, cumprindo as normas da FAA (TSO-C151B), sugerir melhoramentos para o seu funcionamento interno e estudar os restantes sistemas de aviso de terreno como o GPWS e o SVS.

O sistema TAWS foi implementado em PC com sistema operativo Windows, e utilizando um receptor de GPS como única fonte de informação de navegação (permitido pelas normas).

A base de dados de pistas escolhida foi a DAFIF da NGA (ex-NIMA) a qual se verificou ser precisa e completa para aeroportos internacionais, bases aéreas e aeródromos principais.

Em relação ao terreno, a escolha caiu sobre a base de dados SRTM 3, que apresenta vários problemas como sendo o da organização, falhas e indefinição da linha de costa. Os quais foram completamente resolvidos, no caso da organização por um algoritmo eficiente de cobertura global para carregar os dados em memória, e no caso das falhas, por um pré-processamento das tranchas de forma a preencher os espaços vazios com uma mistura de interpolações e de outros dados de terreno, de forma a respeitar a continuidade e precisão da elevação de terreno.

A FAA exige normas rígidas para o Display do TAWS, entre as quais uma colorização normalizada do terreno e exige que através do Display, o piloto tenha uma forma de estimar o rumo e a distancia dos obstáculos. Tudo isto foi feito, e inclusivamente acrescentou-se informação ao Display que indica ao piloto o tempo estimado de chegada aos obstáculos.

A função de Forward-Looking Terrain Alert, também foi implementada com sucesso, sendo indicado no ecrã o tempo estimado que a aeronave demora a entrar em posição irregular ou a colidir contra o terreno (conforme o alerta).

Os testes foram realizados inicialmente em MatLab para testar a fiabilidade da base de dados de terreno, e sobretudo mais tarde recorrendo a um PC com o Microsoft Flight Simulator, a emular pela sua porta de série dados de GPS exactamente no mesmo formato (NMEA 0183) e interface (porta série RS-232) do que os GPS mais usuais. Foi efectuado um voo de ensaio (real) que provou que a funcionalidade do sistema em voo, ou seja, no seu ambiente real.

Também foi feito um estudo sumário sobre os sistemas de visão sintética (SVS) concluindo que são adequados sobretudo para combate aéreo.

Por fim foi efectuado o projecto preliminar de um aviónico TAWS para comercialização. O aviónico recorre a um receptor de GPS Garmin 12, um ecrã TFT de 7" e a um PC-In-a-Board, o custo estimado de produção é de cerca de 1000 USD.

2. Introdução

Começa-se na secção 3 por justificar a existência do TAWS e de referir a sua importância na linha de evolução dos sistemas de aviso de terreno, referindo as suas vantagens e desvantagens relativamente aos sistemas GPWS e EGPWS mais antigos. Relativamente ao futuro destes sistemas uma das possíveis evoluções é o SVS (Sintetic View System), que é caracterizado no fim na secção 9.

Durante toda a secção 4 descreve-se resumidamente as normas requeridas pela FAA para sistemas TAWS, não só de normas relativas aos avisos a gerar mas também aos requisitos das bases de dados de pistas e de terreno e ao display de interface com o piloto.

Havendo necessidade do sistema interagir com bases de dados, na secção 5 justifica-se a escolha das bases de dados de pistas e de terreno, sobre as quais se refere dados importantes como a cobertura, resolução e também do método para corrigir as falhas (voids) da base de dados de terreno escolhida (SRTM). Da mesma forma o sistema tem de interagir com um receptor de ILS, pelo que na secção 6, faz-se considerações sobre a sua precisão, chegando-se à conclusão de que (de acordo com as normas [11]) é suficientemente preciso para esta aplicação.

Durante toda a secção 7, descreve-se as várias fases do projecto e concretização de um sistema TAWS que cumpre as normas da FAA e que foi mais longe, apresentando algumas propostas de melhoramentos. Na secção 7.1, descreve-se em detalhe um protótipo inicial, feito em MatLab, o qual serviu para validar as equações da dinâmica utilizadas e a sua necessária transformação para coordenadas do planeta em WGS84 para sua interacção com a base de dados de terreno e com o receptor de GPS. A secção 7.2 é muito importante pois explica-se o processo de georreferenciação utilizado, isto é, a forma como se associa os dados da base de dados de terreno a altitudes e posições reais, para provar que este processo foi correctamente efectuado, foi feito um teste cujo os resultados estão na fig. 7-4, em que dados de altitude medidos durante uma viagem de carro, foram confrontados com as altitudes da base de dados de terreno para as mesmas localizações. Na secção 7.3, diz como foi feita a importação dos dados de GPS (em formato NMEA 0183 pela porta de série) e apresenta-se os cálculos efectuados (e validados pela secção 7.1) e o modelo cinemático, para prever a trajectória da aeronave do futuro e assim implementar a função FLTA (Forward-Looking Terrain Alert). A secção 7.4, apresenta toda a execução do Display, isto é da interface visual com o piloto, apresentando as várias transformações de coordenadas necessárias para se partir de coordenadas do Mundo WGS84 e se chegar às coordenadas de ecrã. A secção 7.5 apresenta os critérios e os cálculos q permitem ao sistema detectar às fases de voo, em particular a aterragem, e calcular os ângulos de posição (vertical e horizontal) relativos ao eixo da pista e à ladeira de descida. A secção 7.6 explica como é que se partindo da previsão de trajectória de (FLTA 7.3) se processa a geração de alarmes de colisão e de excessiva proximidade com o terreno. A 7.7 explica como se implementou o alarme de taxa de descida excessiva (variável com a altitude AGL). Por fim na secção 7.8 fez-se um estudo de hardware, para eventual construção e comercialização de um aviónico TAWS autónomo, para instalação em aeronave, ou seja, sem necessidade de recorrer a um PC.

Por ultimo em 8 expõe-se alguns resultados que provam que o sistema cumpre as normas da FAA exigidas. Em 10 apresenta-se as conclusões.

Chama-se a atenção para a secção 8.2 que descreve o voo real efectuado a bordo de uma aeronave Cessna 172 da escola de voo Aerocondor.

3. Motivação / Enquadramento

O sistema de aviso de terreno, tem como objectivo avisar o piloto caso detecte que a aeronave está em risco de se aproximar ou colidir com o terreno. Quando o piloto não está ciente da situação da aeronave perante o terreno, como por exemplo de noite e/ou em situações de fraca visibilidade, podem-se originar situações de perigo em que a aeronave se aproxima demasiado do terreno e em casos extremos colide com o objectos altos ou com o próprio terreno, sem que o piloto se aperceba sequer da situação de perigo.

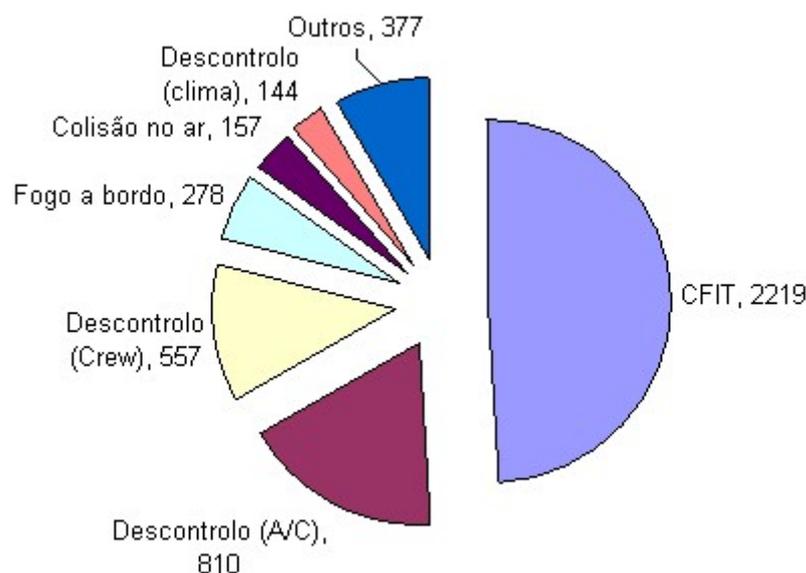


fig. 3-1 – Mortos em acidentes na aviação de linha aérea entre 1986 – 1995.

Antes da introdução dos primeiros sistemas de aviso de terreno (GPWS) de acordo com [2](fig. 3-1) cerca de metade dos acidentes mortais com aeronaves devia-se a voo controlado contra o terreno (acidente denominado CFIT – Controlled Flight Into Terrain). Devido ao seu preço e complexidade o GPWS foi sendo introduzido unicamente em aeronaves de grande porte, reduzindo a incidência de acidentes CFIT em apenas 1/3 neste segmento de aeronaves, sendo que os 2/3 restantes caem nas categorias da Tabela 3.1.

GPWS não instalado	31%
Aviso Tardio ou acção imprópria do piloto	41%
Sem Aviso	28%

Tabela 3.1 – Acidentes tipo CFIT com aeronaves de linha aérea durante a época de proliferação de GPSWS (do [2]).

A grande proporção de aeronaves sem sistema de aviso de terreno, (tendo em conta que se tratam de aeronaves de linha aérea) revela que o sistema GPWS existente não é um produto que tenha tido muito sucesso, possivelmente devido ao preço elevado, complexidade de instalação e (como se pode ver pela Tabela 3.1) não oferece também grande fiabilidade, visto que falha em gerar avisos atempadamente ou de todo.

Quanto às aeronaves de grande porte como sendo aviões de linha aérea e aeronaves militares de transporte, [2] o sistema GPWS falha, pois ele baseia-se sobretudo em informações do Radio-Altímetro, que é um sensor que só “olha para baixo”, por isso as falhas ocorriam em situações de terreno escarpado em que o avião colidia directamente com o

terreno sem que o Rádio-Altímetro fornecesse qualquer informação que permitisse evitar o acidente em tempo útil. Além disso, o GPWS desliga-se assim que o trem desce.

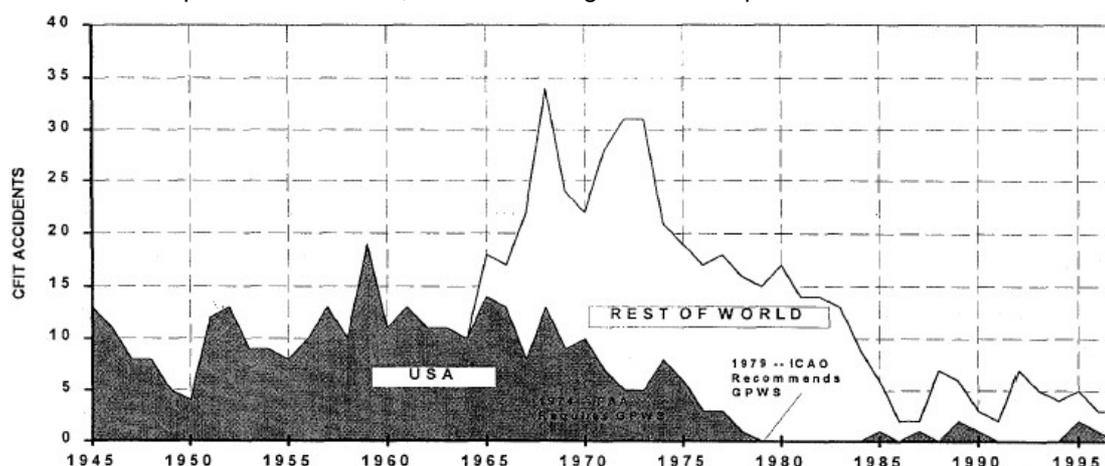


fig. 3-2 – Acidentes CFIT por ano de [2]

Para comutar estas falhas, o GPWS foi complementado com receptor de GPS, bases de dados de terreno (DTED – Digital Terrain Elevation Data) e uma base de dados de pistas, dando assim origem ao EGPWS – Enhanced Ground Proximity Warning System.

Quanto à aviação geral, de acordo com [1] a incidência de CFIT mantém-se alta em cerca de 26% dos acidentes mortais. Requerendo por isso um sistema de baixo custo que permita aumentar a segurança contra CFIT neste tipo de aeronaves.

Começaram então agora a ser introduzidos os primeiros sistemas de aviso de terreno, que consistem normalmente em receptor de GPS e uma base de dados de terreno (DTED), este sistema de baixo custo é denominado TAWS – Terrain Awareness Warning System e o seu diagrama de blocos está esquematizado na fig.1. É sobre este sistema que este trabalho incide, que tem como objectivo estudar e desenvolver um sistema de TAWS que segue as normas da FAA [3]

Em resumo as grandes vantagens do TAWS:

- Preço – O núcleo do sistema consiste num microprocessador, memória, Display e Bases de Dados Geográficas.
- Tamanho e Baixo Peso.
- Simplicidade de instalação – Pode ser instalado em qualquer sítio, o único sistema requerido que o interliga com a aeronave é o receptor de GPS que também pode ser embutido no TAWS.
- Fiabilidade – Desde que as bases de dados sejam adequadas, este sistema gera avisos com grande grau de confiança, as probabilidades de falso alarme ou de aviso tardio são ínfimas.

Por isto tudo o TAWS é um sério candidato a ser um sistema presente em quase todas as aeronaves, é por exemplo muito mais seguro do que o GPWS e o seu preço é ínfimo quando comparado com o EGPWS que apenas é viável em aeronaves de grande porte, devido ao seu preço e sistemas requeridos para interligação, muitas vezes não presentes ou não digitalizados em aeronaves ligeiras.



fig. 3-3 – Sistema MX 20 da Garmin

4. Conceito e Implementação

O objectivo deste capítulo é resumir as normas de funcionalidade mínima exigidas pela FAA em [11] para um Sistema de Aviso de Terreno.

O objectivo do TAWS é produzir alertas visuais e auditivos para a tripulação de forma a evitar acidentes tipo CFIT (Voo Controlado contra o terreno).

4.1. *Forward Looking Terrain Alert*

Uma das funções mais importantes do TAWS relativamente ao GPWS que só olhava para baixo através do rádio altímetro, é a função FLTA – Forward Looking Terrain Avoidance. Esta função utiliza a informação navegacional adquirida através de um sensor adequado para projectar para o futuro o envelope das possíveis trajectórias de voo. Este envelope é dinâmico, sendo alterado em largura pela taxa de viragem da aeronave, em altura pela velocidade vertical e em comprimento pela velocidade da aeronave. O sistema deve procurar neste envelope possíveis posições que causam alertas, mostrando em cores especiais aquelas que estiverem a causar perigo para a aeronave.

4.2. *Reduced Required Terrain Clearance*

De modo a não violar os regulamentos da FAA (Part. 91), deve-se soar um aviso sempre que a aeronave opere a altitudes inferiores a 500ft AGL, excepto se este se encontrar em fase de aterragem a 4NM da pista. O sistema deve gerar um alerta se a função FLTA detectar uma posição que viole este regulamento no envelope de trajectórias.

4.3. *Premature Descent Alert*

Quando a Aeronave estiver a efectuar uma aproximação de precisão por ILS, servindo-se de uma base de dados de pistas (configurável para o utilizador), o sistema deve avisar se a aeronave se encontra perigosamente abaixo da ladeira de descida (tipicamente 3°).

4.4. *Imminent Terrain Impact*

O sistema deve prever no âmbito do envelope das possíveis trajectórias a colisão com o solo e gerar um alarme para a tripulação.

4.5. Excessive rate of descent

Um alarme/aviso deve ser gerado conforme o gráfico fig. 4-1.

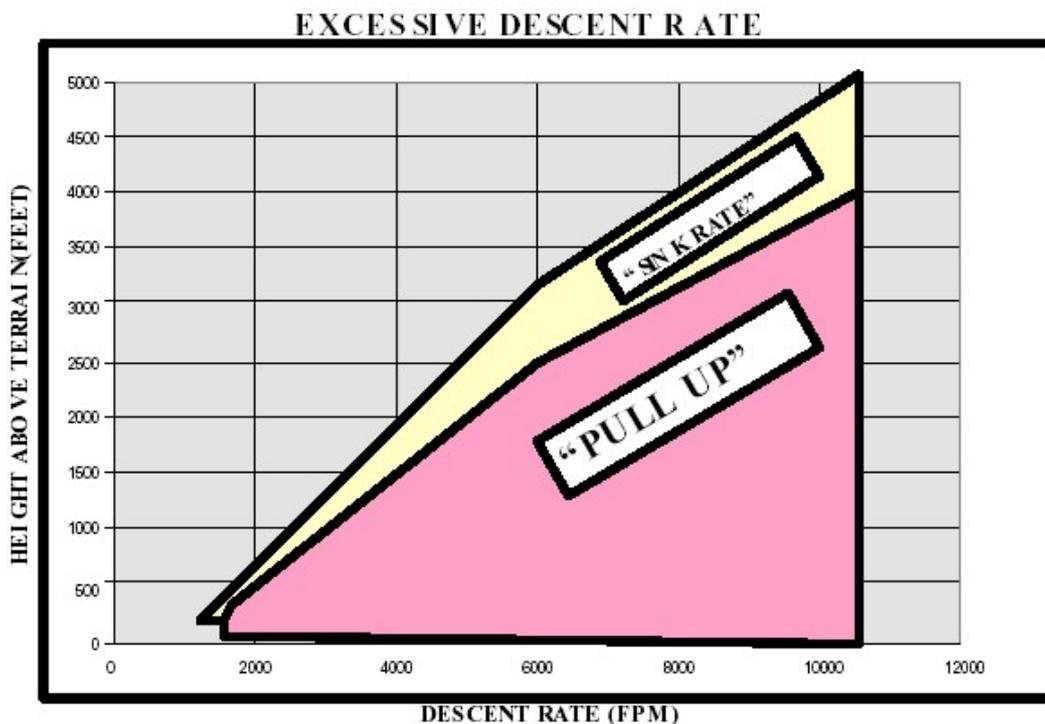


fig. 4-1 – Aviso de Taxa de Descida Excessiva.

4.6. Perda de Altitude Após a descolagem

Um alarme/aviso deve ser gerado se a aeronave perder altitude antes de chegar aos 700 ft AGL.

4.7. Prioritização dos avisos:

Prioridade	Descrição	Tipo
1	Sink Rate - Pull Up	Warning
2	Terrain Awareness (FLTA) – Pull Up	Warning
3	Terrain Closure – Pull Up	Warning
4	Terrain Awareness (FLTA) – Terrain	Caution
5	PDA – Glide Slope	Warning
6	Excessive Rate of Descent Warning	Warning

Tabela 4.1 – Prioridade dos Avisos

4.8. Base de Dados de Pistas e Aeroportos

Um número mínimo de informação de terrenos e de aeroportos deve ser proporcionado para as zonas onde se espera que o sistema vá operar. O sistema deve permitir a introdução pelo utilizador de aeroportos e pistas novas na base de dados.

4.9. *Display*

O Display deve mostrar um mapa de terreno e deve estar orientado segundo o angulo de rumo da aeronave e deve mostrar em tons de vermelho todo o terreno que estiver acima da altitude a que segue a aeronave e a tons de amarelo o terreno que estiver abaixo até -2000 pés relativamente á altitude da mesma. Terreno que esteja abaixo deste nível não precisa de ser mostrado. O Display deve dar ao piloto uma forma de estimar a direcção e distancia da aeronave a qualquer item mostrado.

4.10. *Base de dados de terreno*

A base de dados de terreno deve ter uma resolução de 30 arcsec (0.5 NM) a distancias superiores de 30 NM da pista, 15 arcsec para distancias até 6 NM. Em zonas oceânicas ou remotas é aceitável ter resoluções maiores.

As normas dizem ainda que é de notar que operadores de pequenas aeronaves (part. 135) são o público alvo do sistema TAWS e que os mesmo operam por vezes em pistas não listadas nas bases de dados, por isso é desejável que o utilizador possa actualizar as bases de dados tanto de pistas como de terreno.

5. Informação Geográfica

5.1. **Escolha da Base de Dados de Elevação de Terreno (DTEDs)**

Dado o problema a resolver, isto é o da navegação em segurança sem risco de colisão com o solo, surge a necessidade de utilização de uma base de dados de elevação de terreno (DTED)

Base de dados	Resolução	Cobertura	Disponibilidade
ETOPO5	5 mim (18 km)	Global	ftp://ftp.ngdc.noaa.gov/
GTOPO30	30 seg. (1 km)	Global	http://www.ngdc.noaa.gov/
SRTM30	30 seg. (1 km)	Global	ftp://edcsgs9.cr.usgs.gov/
SRTM3	3 seg. (90 m)	Global (excepto pólos)	ftp://edcsgs9.cr.usgs.gov/
SRTM1	1 seg. (30 m)	E.U.A.	ftp://edcsgs9.cr.usgs.gov/
USGS	1 seg. (30 m)	E.U.A.	ftp://ftp.ngdc.noaa.gov/

Tabela 5.1 – Bases de dados de terreno disponíveis.¹

Na Tabela 5.1 podem-se observar as principais bases de dados de terreno consideradas para este objectivo.

Apenas foram encontradas 3 bases de dados com cobertura global, em geral cada país possui a sua base de dados de elevação de terreno, no caso dos Estados Unidos, essa base é a USGS, é publica e possui uma resolução de 1 segundo, muito superior a qualquer outra global. Em geral, nos restantes países, estas bases não são publicas e têm formatos bastante específicos e diferenciados. Para países menos desenvolvidos, não estão sequer disponíveis quaisquer DTEDs. Por estes motivos as bases de dados de cobertura não globais ficam excluídas deste projecto.

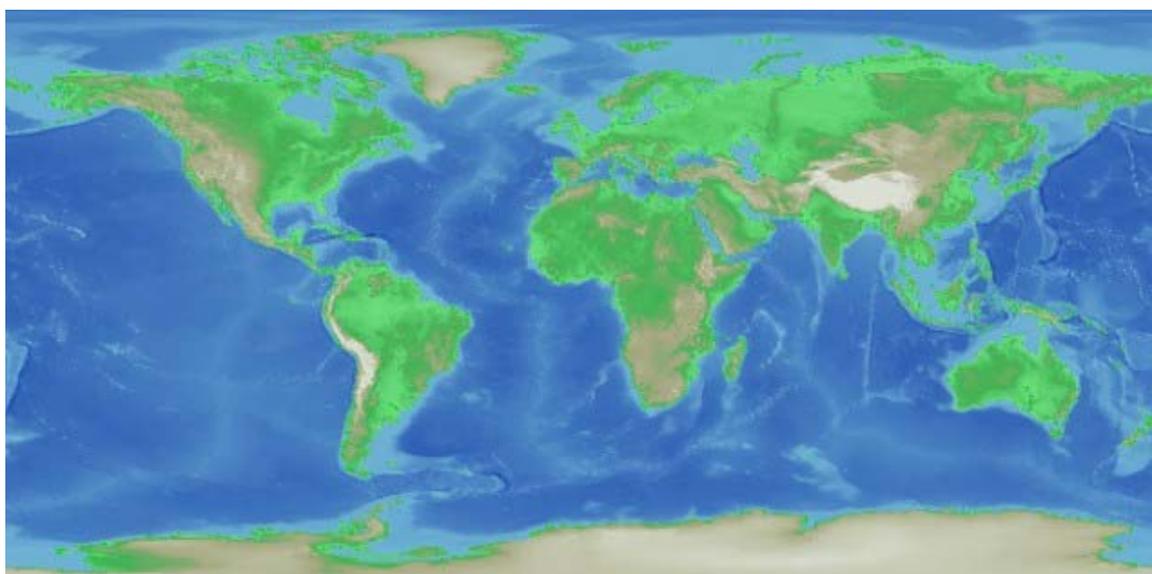


fig. 5-1- O mundo, da colecção ETOPO5²

¹ - Observar a equação da página seguinte para conversão de distância em segundos para metros.

² - Utilizado DG Terrain Viewer para síntese de todas as imagem de terrenos da secção 5

Das bases de dados com cobertura global, a ETOPO5 e a GTOPO30 resultam da combinação de informação topográfica de variadíssimas fontes, fornecida por uma ampla colaboração internacional.

Verificou-se ainda que a ETOPO5 tem uma resolução demasiado baixa para ser considerada para este projecto.

$$D(\text{metros}) = \frac{2.\pi.\text{Raio}_{\text{ da } \text{Terra}}}{360 \times 60 \times 60} \times D(\text{segundos}) \quad \text{Equação 5-1}$$

A SRTM (Shuttle Radar Topography Mission) resulta de um levantamento realizado em 1990 por um Radar de Abertura Sintética a bordo do Space Shuttle. Tem uma resolução de 90m e uma precisão vertical de 11m.

A base de dados SRTM pela sua precisão é a mais adequada para o sistema TAWS, contudo, tem vários problemas:

- 1 - A cobertura não é completamente global, só estão disponíveis latitudes entre +60° e -60°.
- 2 – Em zonas montanhosas há numerosas falhas, ou seja zonas, que não estão cobertas e para as quais a base de dados SRTM não tem qualquer valor da altitude do terreno.
- 3 – A linha de costa nem sempre aparece bem definida, mas isso não é importante para o problema de colisão com o terreno.
- 4 – Há um problema de transformação de coordenadas, é que os dados vem distribuídos numa rede com um passo de 3 segundos (90 m) ou seja, estão armazenados num sistema de coordenadas cilíndricas, há que fazer uma transformação de coordenadas cuidadosa de forma a restaurar as verdadeiras dimensões do terreno. Por exemplo, o sistema de coordenadas terrestre WGS84, como é sabido divide a terra em 180 graus, cada um dos quais divide-se em 60 minutos e cada minuto em 60 segundos, uma diferença de latitudes de por exemplo 1 segundo, corresponde no globo terrestre a aproximadamente 30 metros de distancia, mas uma diferença de 1 segundo na longitude, corresponde também a uma distancia de 30 metros no equador, mas se estivermos a uma latitude de 45° corresponde a $30 \times 0.707 = 21,2$ metros.

O problema 1, pode ser resolvido utilizando a base de dados GTOPO30 ou SRTM30 para essas zonas.

Para o problema 2 a mesma solução pareceria razoável, mas tendo em conta que as zonas sem informação são relativamente estreitas e isso levantaria problemas a nível de descontinuidades que apareceriam em todos os pontos em que se transitaria de uma zona com informação SRTM para outra com informação GTOPO30, fig. 5-3. Desta forma utilizei um processo misto de interpolação (Equação 5-2) e mistura com a informação da base de dados GTOPO30, fig. 5-4.

$$H(x) = H_{SRTM}(i) + \frac{x-i}{j-i} [(H_{SRTM}(i) - H_{SRTM}(j))] + \left\{ (H_{GTOPO}(i) - H_{SRTM}(i)) + \frac{x-i}{j-i} [(H_{GTOPO}(j) - H_{SRTM}(j)) - (H_{GTOPO}(i) - H_{SRTM}(i))] \right\} + H_{GTOPO}(X)$$

Equação 5-2 – Interpolação e mistura dos dados SRTM e GTOPO30 para correcção de falhas SRTM



fig.5-2 - Distribuição de falhas

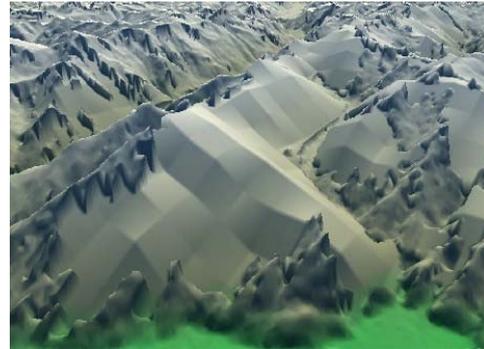


fig.5-3 - Substituição das falhas por informação GTOPO30

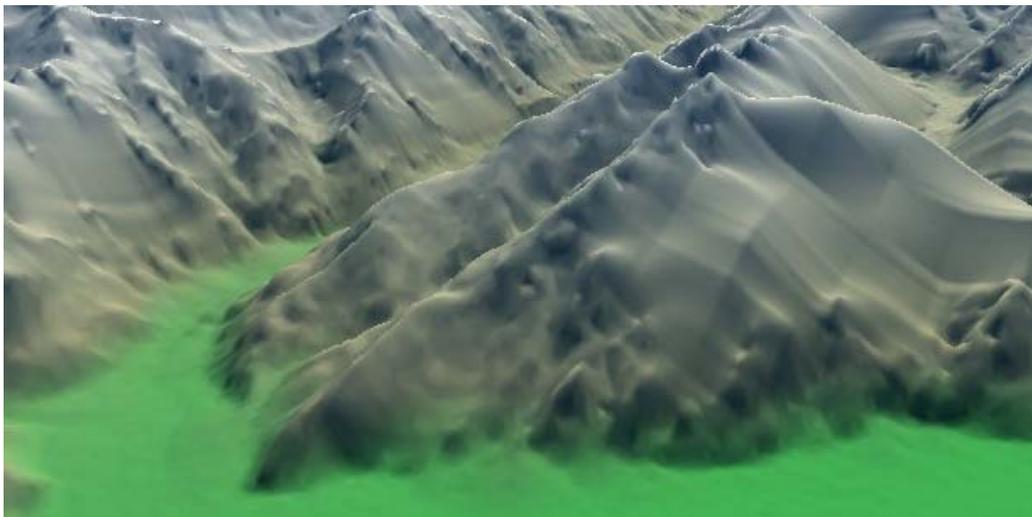


fig.5-4 - Substituição das falhas por GTOPO30 e interpolação.

Este processo, desenvolvido por mim [4] está em vias de ser publicado e faz uma interpolação bilinear das diferenças entre os dados SRTM e GTOPO30 nas extremidades, ou seja, nas zonas de descontinuidade, mantém a desejada continuidade e maior precisão.

Visto que a boa definição de linha de costa não é minimamente importante para o problema de visualização/detecção de colisão com o terreno, não foi tido em conta o problema 3.

O problema 4 foi devidamente acautelado, ver secção de concretização 7.6.

Organização e descrição da base de dados SRTM

As especificações da base de dados SRTM encontram-se descritas com mais pormenor no anexo A 13.2, contudo nesta parte do texto vou descreve-la sucintamente para que possa ser entendida a secção de implementação 7.2.

É de salientar a boa organização da base de dados SRTM, a sua resolução de 3 segundos impõe que para o globo (com 360 por 180 graus de amplitude), sejam fornecidos no total 93.312.000.000 (93.312 mil milhões) de pontos, como a resolução vertical dos dados é 16 bits, isto daria um ficheiro de 173.8 Gbyte, o que não seria prático para a sua distribuição. A NGA, optou então por dividir o globo terrestre em tranchas com amplitude de 1x1 grau, com 1201 pontos cada uma, as tranchas foram colocadas em diferentes pastas do servidor (Tabela 5.1) conforme o continente a que pertencem.

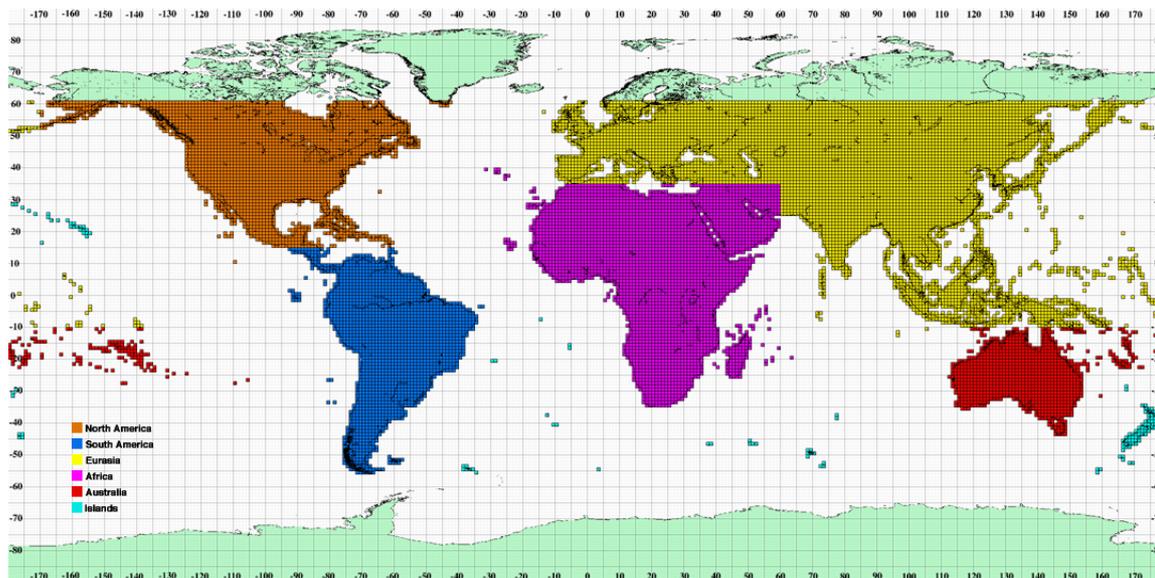


fig. 5-5 – Distribuição baseada em continentes da base de dados de elevação de terreno SRTM.³

Cada uma destas tranchas, assume um nome de ficheiro do tipo por exemplo 'N38W010' o que indica as coordenadas exactas em WGS84 do seu ponto mais a Sul e a Oeste, neste caso Norte 38°, Oeste 10°. Cada trancha contém a elevação do terreno em formato raster, ou seja, contém seriadas as linhas e colunas, em que se encontram as linhas em primeiro lugar, com as elevações do terreno de todas as posições da primeira linha seguidas da segunda linha e assim sucessivamente, a precisão vertical dos dados garantida é de 11 metros. Os valores numéricos da elevação encontram-se em formato Motorola (também conhecido por Big-Endian) em que o bit mais significativo vem primeiro, este formato é contrário ao utilizado nos PCs usuais que é o Little-Endian. Os algoritmos de leitura de ficheiro tiveram este pormenor em conta, de outra forma não seria possível a importação dos dados de elevação de terreno.

5.2. Base de Dados de Pistas

Dado que o sistema precisa de funcionar em particular durante a fase de aproximação/aterragem (comatando assim uma das principais falhas do GPWS), conclui-se a necessidade de o sistema identificar automaticamente e sem intervenção humana esta fase de voo, pois segundo as normas da FAA o sistema não deve gerar um aviso se a altitude mínima de segurança relativa ao solo for violada.

Para que o sistema de segurança consiga identificar que a aeronave está em fase de aproximação é necessário que o mesmo utilize os algoritmos descritos 7.5 e possua uma base de dados de pistas de aterragem.

A base de dados para pistas é um problema, pois simplesmente não há nenhuma que tenha discriminada com precisão a posição de todas as pistas. A melhor base de dados em formato digital encontrada foi a disponibilizada pela NGA (National Geospatial Intelligence Agency – antiga NIMA www.nga.mil).

Esta base denominada DAFIF contém a posição em coordenadas WGS84 do início e fim de pistas de todos os aeroportos Internacionais e da maior parte das bases aéreas. Para o caso de Portugal, tem também as posições de alguns aeródromos, mas quando confrontados com dados de GPS reais, os dados revelaram-se muito imprecisos (erros até 500 m).

³ Laranja – América do Norte, Azul – América do Sul, Amarelo – Europa e Ásia, Rosa – África, Mangenta – Austrália, Azul Bebê – Ilhas e Verde Claro – Pólos (Não Disponível).

6. Informação Sensorial

6.1. GPS

O Sistema de Posicionamento Global (GPS) foi concebido para proporcionar uma capacidade de navegação altamente precisa e integra com cobertura global.

As normas da FAA para um sistema TAWS permitem que um receptor de GPS seja utilizado como única fonte de posição no plano horizontal [3]. Relativamente á altitude as normas são mais rigorosas, para o TAWS de Classe A (mais abrangente) exige-se a utilização de várias fontes de altitude como sendo a barométrica e a do GPS. Para o sistema de Classe B, as normas referem que é permitida a utilização de um GPS como única fonte de posição vertical (altitude) desde que este cumpra as normas no TSO-C145 [10].

System	Horizontal pos. error, m		Vertical pos. error, m		Horizontal vel. error, m/s		Vertical vel. error, m/s	
	Bias	σ	Bias	σ	Bias	σ	Bias	σ
GPS (no SA)	9.0	1.5	15.0	2.5	0.06	0.03	0.10	0.05
GPS + Alt.	9.0	1.5	0.2	0.1	0.06	0.03	0.05	0.025
DGPS	4.5	1.5	7.5	2.5	0.03	0.015	0.05	0.025
CDGPS	0.03	0.006	0.05	0.010	0.015	0.015	0.025	0.025

Tabela 6.1 – Precisão de várias configurações do GPS de [8]

Resumidamente as características mais diferenciadoras de um GPS que cumpra estas normas é a que deverá funcionar por 5 minutos se perder a cobertura de GPS (recorrendo a outras formas de localização como sendo uma plataforma INS simples) e tem de funcionar com a Selective Availability desligada.

Estas especificações, não sendo restritivas ao ponto de exigir cobertura WAAS, permitem assim assegurar a cobertura global do sistema, com uma precisão horizontal de 9 m e vertical de 15 m (Tabela 6.1). A precisão aumenta consideravelmente se utilizar receptores de GPS mais complexos, o avançadíssimo CDGPS, com correcção diferencial e detecção na fase, permite uma precisão extrema de 3 cm na horizontal e 5 cm na vertical. Estes receptores de GPS são tão precisos que quando distribuídos pelos extremos de uma aeronave são propostos como substitutos dos giroscópios para determinação da sua atitude.

Não é comum encontrar um GPS de mão que cumpra estas normas, contudo receptores de GPS complementados com uma pequena plataforma inercial capaz de fornecer dados precisos durante 5 minutos sem cobertura GPS são comuns na aviação e na industria automóvel, cujo os largos números de produção fazem tender o preço para baixar nos próximos anos.

7. Concretização

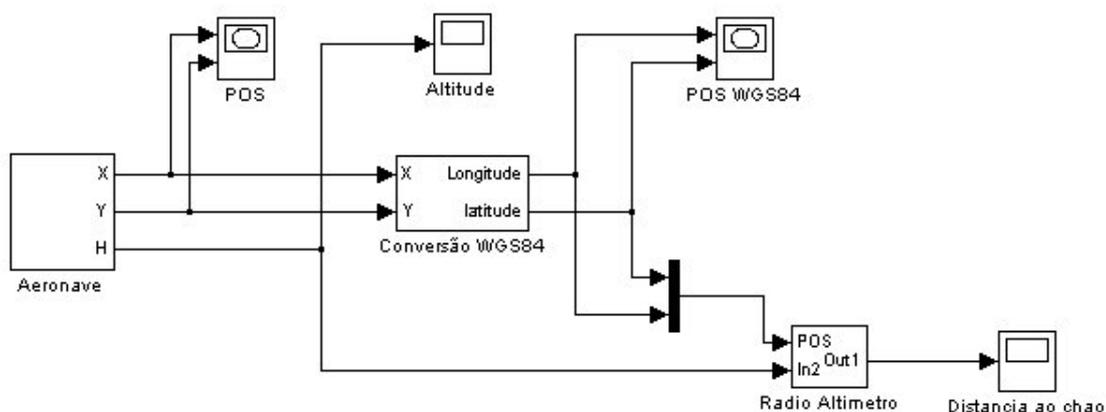
7.1. *Protótipo em Matlab*

O objectivo desta parte do trabalho foi conceber um ambiente de simulação cientificamente preciso de uma aeronave sobrevoando um terreno, gerando todo o género de sinais, em particular: posição em coordenadas da Terra em formato WGS84 e rádio altitude.

Estes dados deverão ser transmitidos para um segundo PC pela porta série e se possível em protocolo NMEA 0183. Este segundo PC estará a executar o sistema de aviso de terreno e os sinais gerados pelo simulador servirão de excitação para o referido sistema.

Montagem I – Simulação cinemática de uma aeronave, conversão da posição para WGS84 e construção do Rádio-Altímetro.

Esquema:

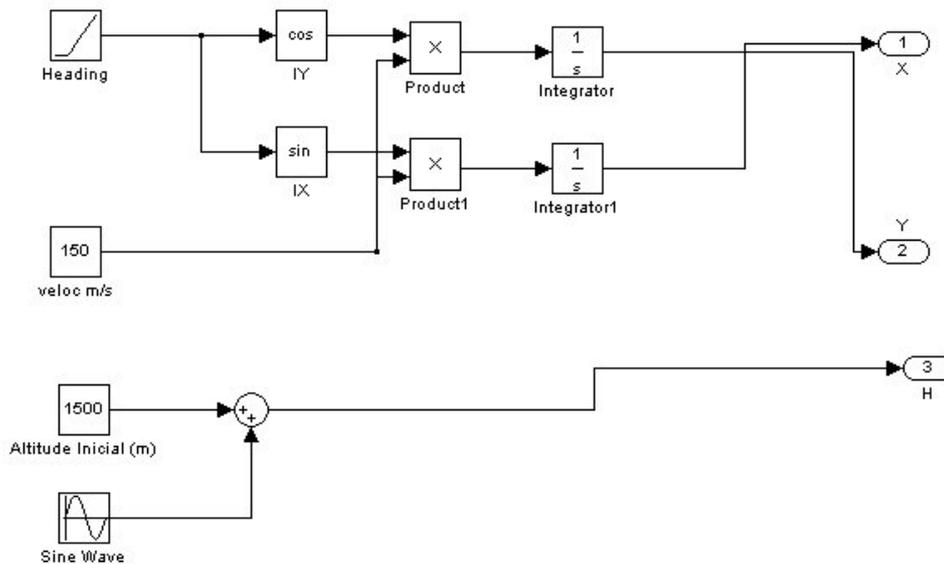


A aeronave é simulada no primeiro bloco que gera a sua posição no sistema de coordenadas próprio x,y,z.

Assumindo um modelo de terra plana (tipo planisfério) a coordenada z pode ser assumida directamente como sendo a altitude.

A posição x,y, (assumindo a mesma aproximação) entra num bloco de conversão para coordenadas do planeta Terra (em formato WGS84) ou seja: Latitude, Longitude com o meridiano de origem a passar no observatório de Greenwich.

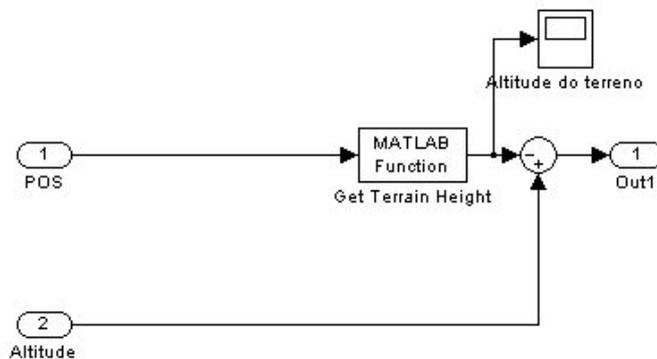
Bloco Aeronave:



Nesta primeira simulação, a altitude da aeronave foi posta a 1500m e a variar com uma amplitude de 100 metros e frequência 0.1 rad./s. A velocidade é constante igual a 150 m/s, cerca de 450 km/h. O Heading está a variar segundo uma rampa.

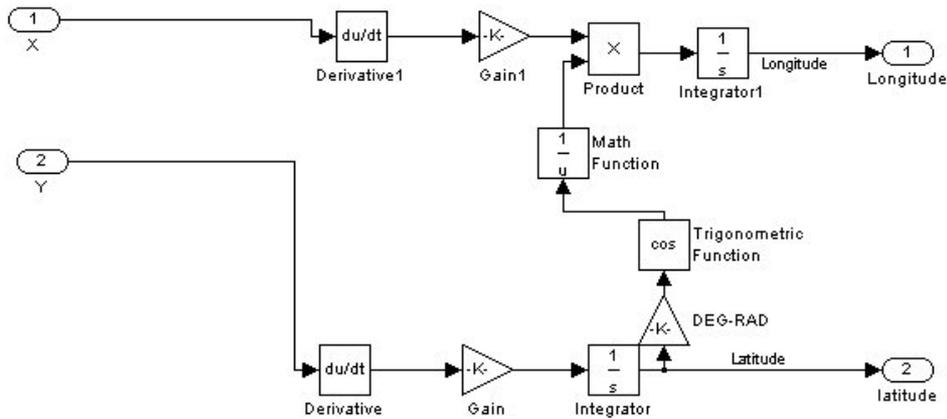
Nota: este bloco pode ser directamente substituível por um modelo dinâmico, por exemplo em formulação de espaço de estados.

Bloco Rádio Altimetro:



A posição serve de input a uma função que vai buscar a altitude do terreno á base de dados. A altitude do terreno é subtraída à altitude da aeronave, obtendo assim a altitude da aeronave sobre o terreno.

Bloco de conversão xy – latitude longitude:



Tomou-se o eixo x como sendo o horizontal e o y como sendo o vertical.

O princípio da conversão tomado, faz a conversão não na ordem da posição (que seria mais complicado), mas sim na ordem da velocidade.

Desta forma, a conversão da latitude, é directa:

A posição y (eixo vertical) é diferenciada, obtendo assim a velocidade segundo eixo.

Em seguida é multiplicada por um factor que a converte para taxa de variação da latitude em ordem ao tempo em unidades graus por segundo. Este factor é igual a 360° sobre o perímetro médio da Terra no equador, ou seja é uma simples regra de tres-simples que converte metros para graus.

Esta grandeza que corresponde á taxa de variação da latitude em ordem ao tempo, é depois integrada (com valor inicial igual á latitude inicial da aeronave) obtendo assim a latitude em coordenadas WGS84.

A posição x (eixo horizontal) passa por um processo semelhante, mas o factor multiplicativo depende da latitude, que no denominador em vez de ter o perímetro médio da Terra no equador, tem o perímetro médio do paralelo em questão, que é igual ao perímetro médio da Terra a multiplicar pelo cosseno da latitude actual da aeronave.

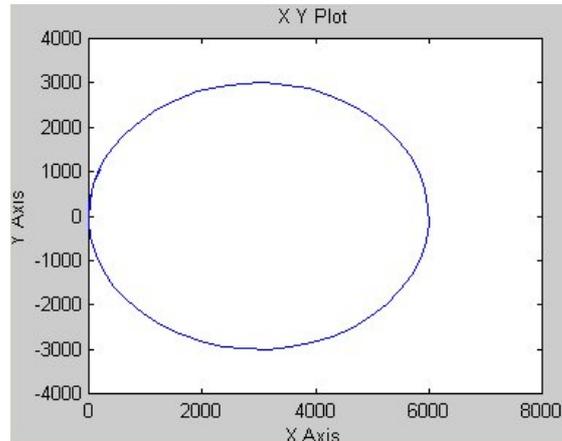
Resultados:

A simulação teve uma duração de 133 segundos, a aeronave partiu do ponto com coordenadas: Latitude $N38.5^\circ$ e Longitude $W8.5^\circ$, que corresponde ao centro da fatia N38W009 da base de dados SRTM, só por curiosidade este ponto é perto da Barragem do Pego do Altar em Alcácer do Sal. Esta fatia foi escolhida por incluir uma zona particularmente rica e sinuosa em termos de relevo, que é a Serra da Arrábida, pois este facto facilita a interpretação dos dados e pode servir mais tarde para outros processos.

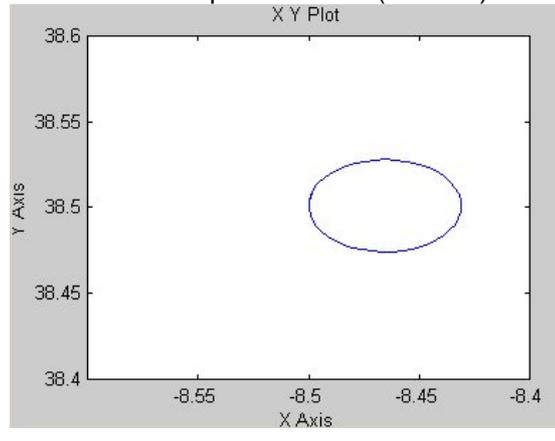
A aeronave foi colocada a fazer uma volta com cerca de 6 km de diâmetro a uma velocidade de 150 m/s.

O Rumo inicial é 0 graus (voo em direcção a norte).

Evolução da posição no sistema de coordenadas da aeronave:

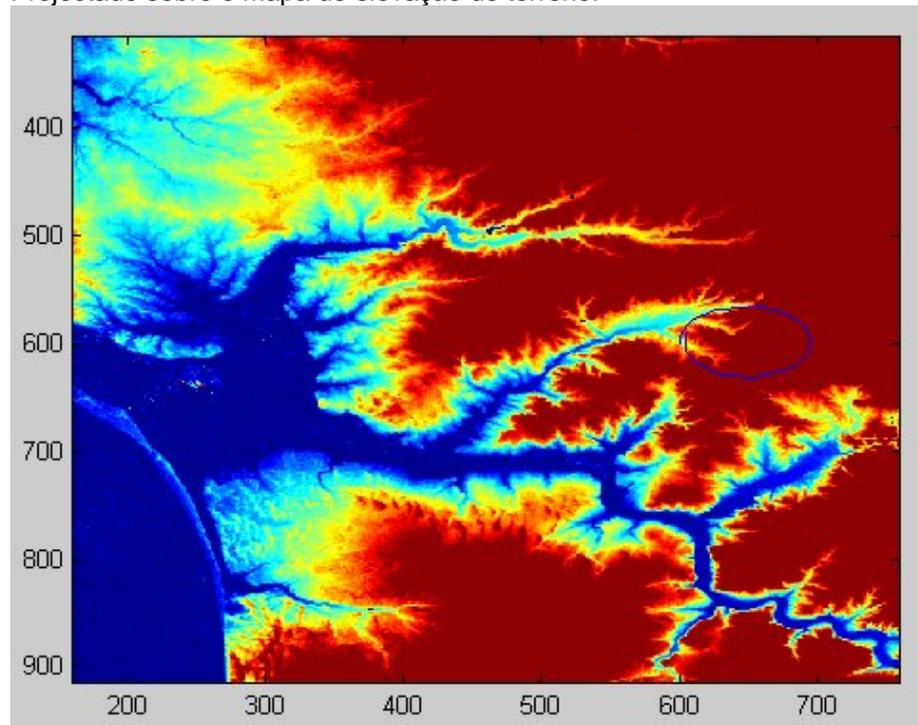


Evolução da posição no sistema de coordenadas do planeta Terra (WGS84):



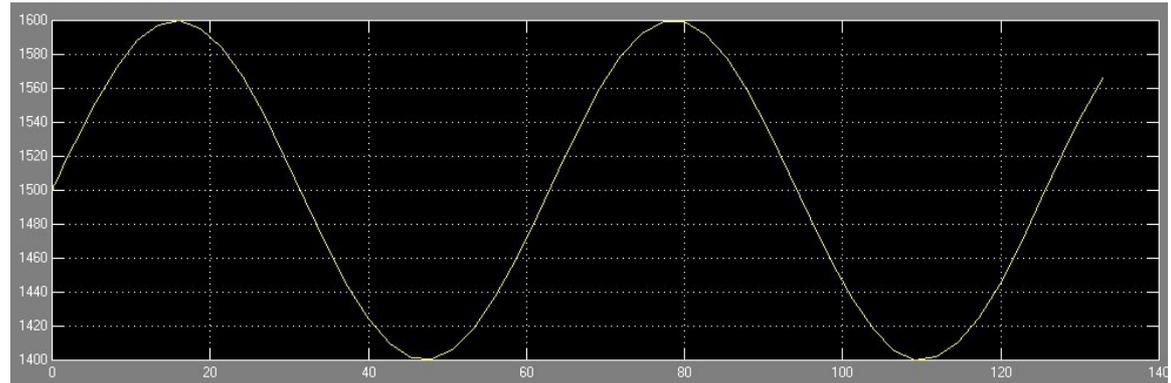
Comentário

Projectado sobre o mapa de elevação de terreno:

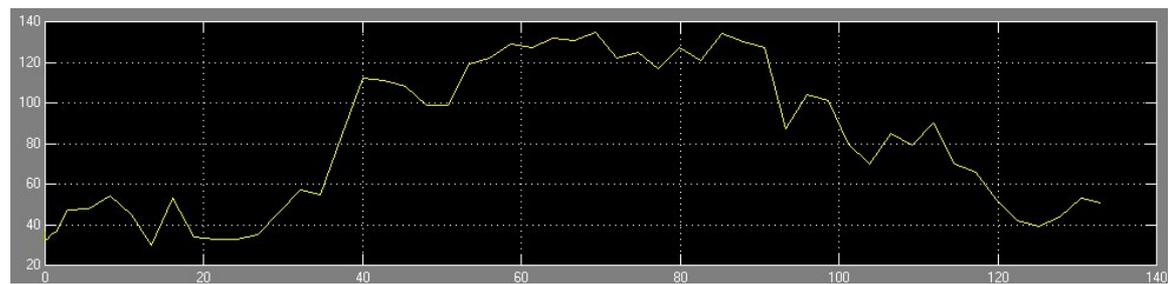


Nesta figura observa-se a evolução da posição da aeronave no centro direito, no centro esquerdo é visível o estuário do Sado.

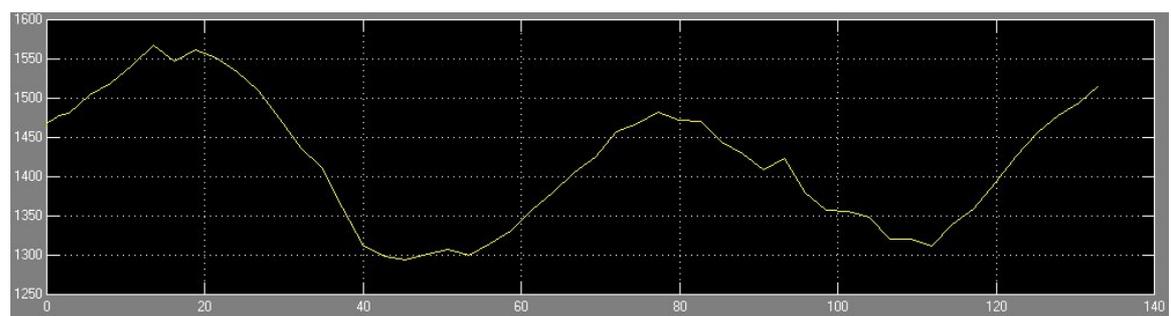
Resultados de altitude:



Altitude



Altitude de terreno



Rádio Altitude

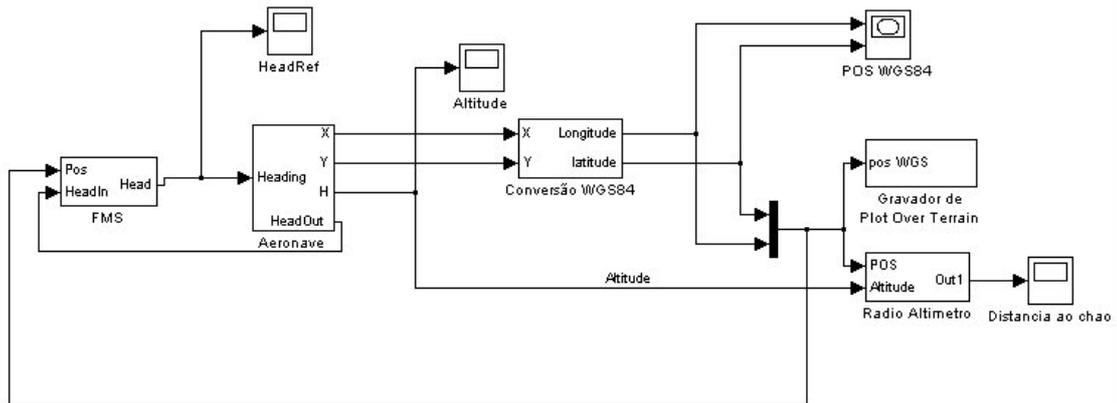
Comentário: comparando os 3 gráficos, verifica-se que o rádio altímetro está a funcionar, comparando o gráfico de altitude de terreno com o mapa, vê-se que são coerentes. O mapa mostra que naquela área as altitudes de terreno são maiores mais para este, o que na simulação corresponde exactamente ao meio da volta (em termos de tempo).

Montagem II

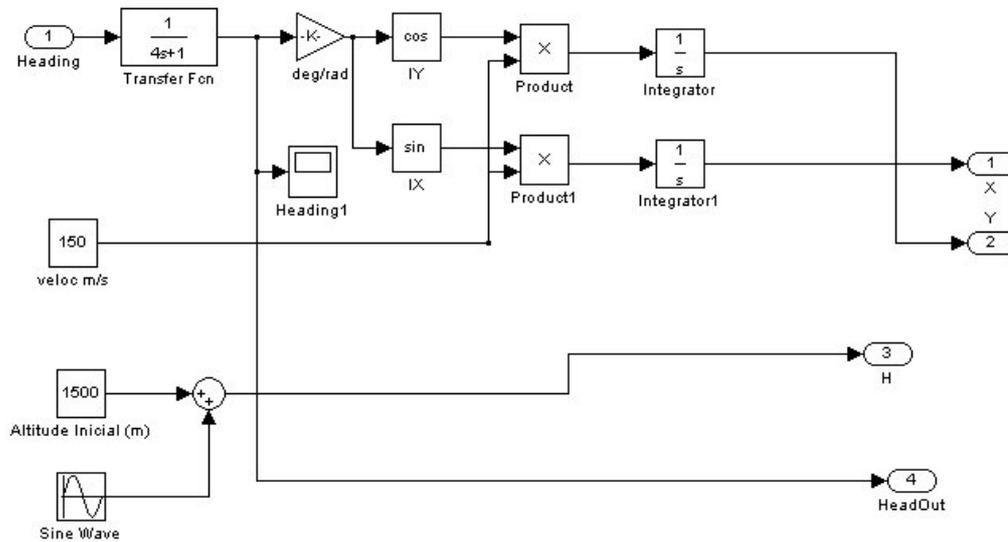
O esquema foi modificado, de forma a incluir um bloco (a que chamei FMS-Flight Management System) que em função do heading da aeronave, e da posição, calcula o as correcções a fazer ao rumo de forma a aeronave sobrevoar uma série de waypoints.

O modelo cinemático da aeronave foi também modificado de forma a esta não responder abruptamente aos rumos indicados pelo bloco de FMS.

Esquema da montagem:



Bloco Aeronave:



Resultados:

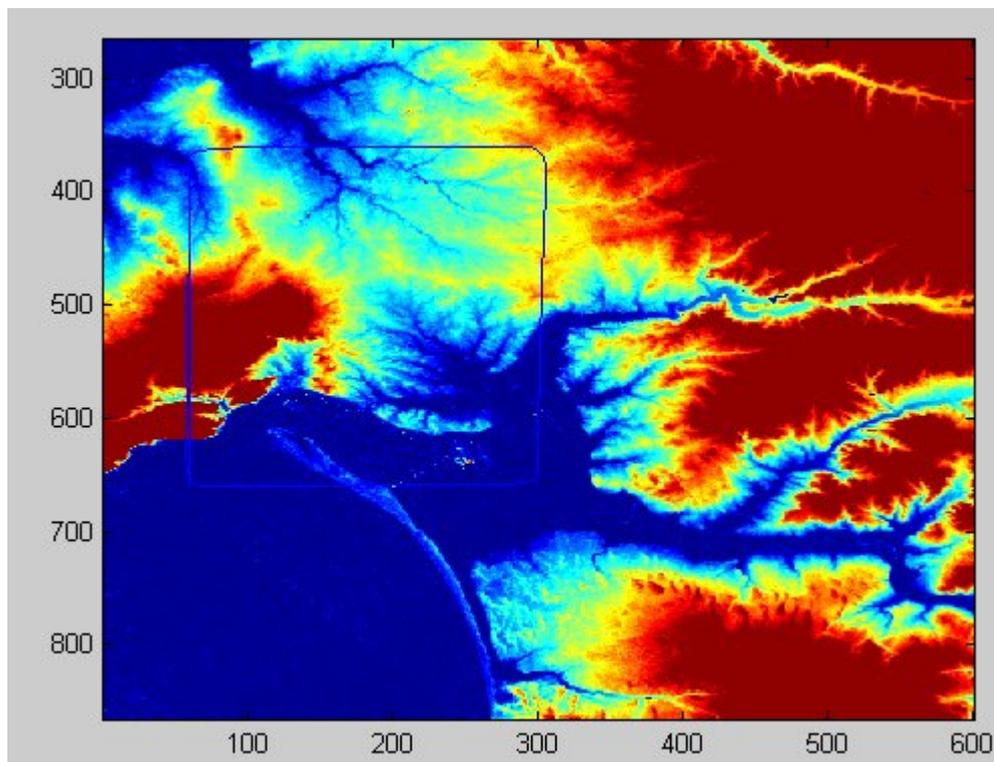
Tempo de simulação: 700 segundos.

Waypoints Utilizados:

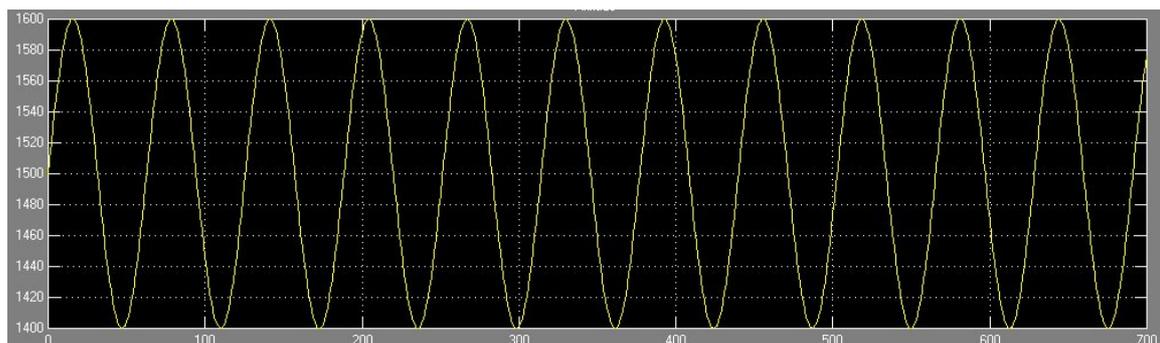
waypoints =

-8.9500	38.7000
-8.7500	38.7000
-8.7500	38.4500
-8.9500	38.4500

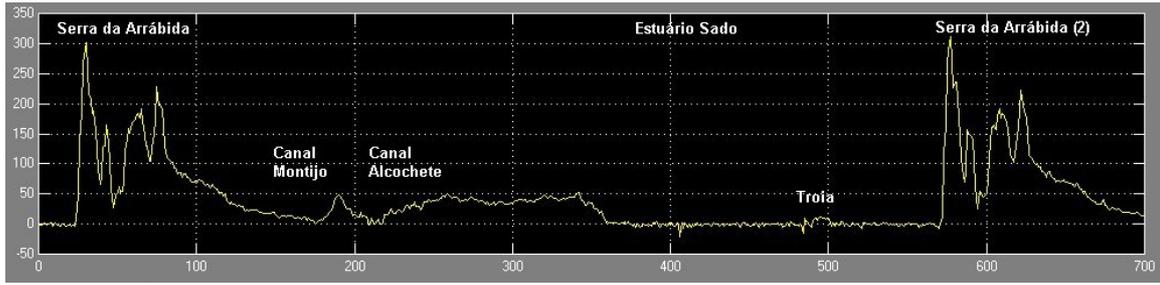
Estes waypoints foram escolhidos de forma à aeronave sobrevoar a serra da Arrábida fazendo uma figura no plano horizontal em forma de rectângulo.



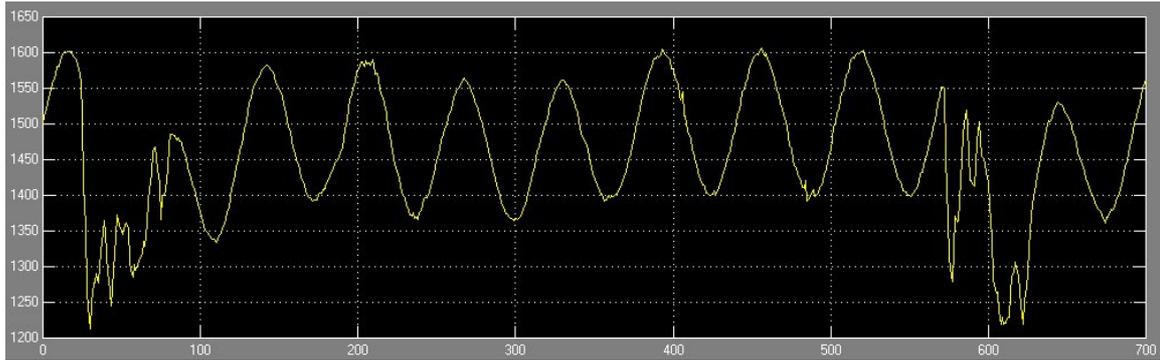
A aeronave parte no canto mais a sul e mais a oeste, sobre o mar, segue para norte, sobrevoando toda a Serra da Arrábida. Quando se aproxima do Montijo volta para Este sobrevoando o canal de Alcochete, perto de Pegões e volta para Sul, atingindo o estuário do Sado sobre Mourisca, volta para Oeste sobrevoando a península de Tróia, em direcção ao ponto de partida em que volta para norte, sobrevoando novamente a Serra de da Arrábida



Altitude



Altitude de Terreno



Rádio Altitude

7.2. Georreferenciação e representação do terreno em memória

Sucintamente, por georreferenciação neste caso entende-se por saber qual a posição X/Y de cada um dos pontos (com altitude conhecida) da base de dados de terreno.

A correcta e eficiente representação em memória do terreno é de extrema importância neste trabalho, pois está intimamente ligada com a precisão e visto que a dimensão dos dados de terreno é muito grande, também é importante que sejam carregados em memória de uma forma eficiente.

Como foi descrito mais detalhadamente na secção 5.1 a base de dados escolhida foi a SRTM que tem uma cobertura quase global e uma resolução de 3 segundos, aproximadamente 90 m. Estes dados foram divididos em tranchas de 1x1 grau (ou seja de 110 por 110 km) com 1201x1201 pontos de elevação cada um, com uma resolução de 16 bits (em formato big-endian) e precisão vertical igual a 11 m.

Isto quer dizer que qualquer sistema que use estes dados necessita de partir necessariamente deste formato, as tranchas de interesse para este projecto, foram preparadas usando os métodos de eliminação de falhas descritos na secção 5.1.

```
... Gerar Nome de Ficheiro para a leitura desejada.  
... for i=0 to 1201 step 1  
...   for j=0 to 1201 step 1  
...     terreno[i][j] = swap(ler16bits(Filename))  
...   end  
... end
```

Tabela 7.1 – pseudocódigo do algoritmo de leitura de uma trancha de SRTM

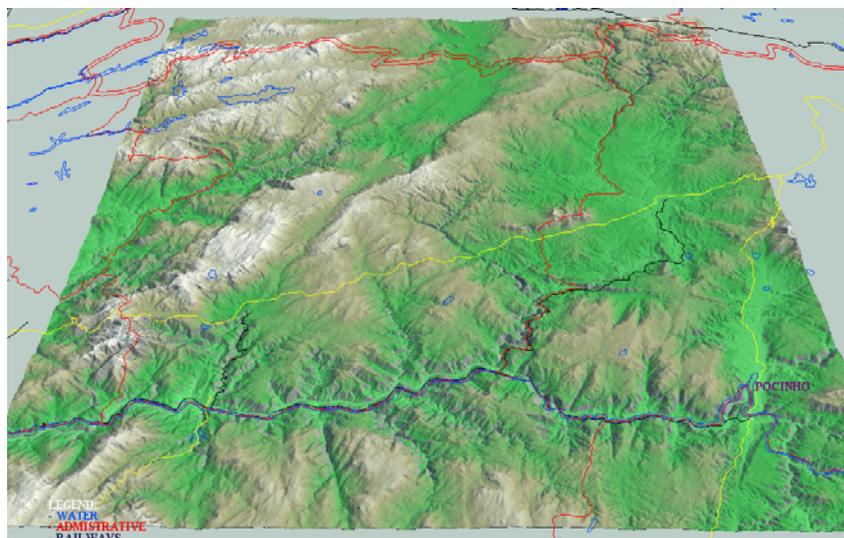


fig. 7-1 – Trancha de SRTM N41W008, correspondente á zona de Vila Real.

O problema desta organização da base de dados, é que não é pratica para uma aplicação em tempo real, pois por exemplo, na fase em que a aeronave esteja a passar de uma zona coberta por uma trancha para outra, não haveria cobertura, tal com é ilustrado na fig. 7-2.

Outra opção para superar esta falha seria carregar previamente em memória, todos os pontos de interesse para a zona da missão, mas por exemplo, mesmo para um pequeno país como Portugal, que só para a parte continental requer todas as tranchas entre N36 até N42 e W010 até W007, ou seja 6x3 tranchas, 25963210 pontos, a 16 bits, 49 megabytes em memória, ou seja, adequada para um sistema de instrumento de consola de um aeronave, mas demasiada memória para um sistema miniaturizado. Além disso também não seria prático para um sistema comercializável, pois cada vez que um utilizador quisesse voar numa área diferente, teria que fazer uma compilação das tranchas SRTM dessa zona e fazer upload desse ficheiro enorme para o sistema.

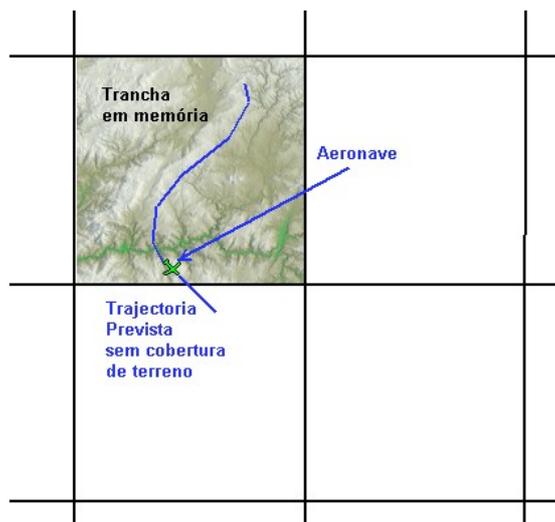


fig. 7-2 – Problema da falta de cobertura na transição entre tranchas.

Algoritmo autónomo de actualização em tempo real dos dados de elevação em memória

Em vez disso foi implementado um algoritmo (ilustrado na fig. 7-3) que partindo da posição actual da aeronave, aloca em memória espaço suficiente para uma trancha com 220 km de lado, a que chamo trancha actual (a preto na figura e com dimensão suficiente para cumprir o requisito da FAA para um tempo de aviso de 10 minutos para uma aeronave que voe a 610 km/h), seguidamente, o algoritmo automaticamente procura na base de dados local quais as tranchas SRTM originais (a cinzento na figura) necessárias para preencher a trancha actual. Desta forma a memória necessária é de apenas 4.376 MB, e o algoritmo funciona de igual forma em qualquer região do mundo. Além disso, a trancha actual que será acedida pelo computador inúmeras vezes (para Display e detecção de colisão com o terreno) pode estar localizada numa pequena memória cache, e as restantes tranchas SRTM originais numa memória de nível 2 mais lenta, maior e mais barata. Isto justifica-se porque as memórias caches de um sistema computacional são do tipo Estática e tem tempos de acesso muitíssimo mais rápidas, mas sempre muito mais pequenas do que as memórias de tipo Dinâmico que são muito mais baratas. (Os detalhes do sistema computacional escolhido para implementar este projecto encontram-se na secção 7.8).

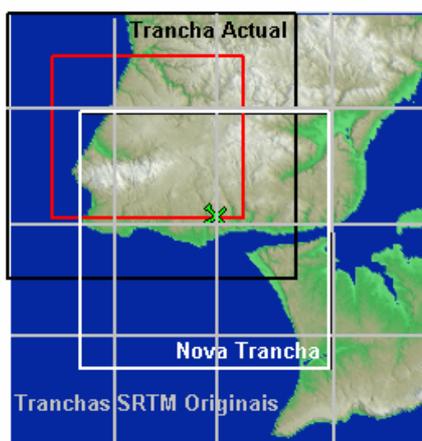


fig. 7-3 – Ilustração do algoritmo de actualização de elevação de terreno em tempo real

Outro problema será: o que fazer quando a aeronave se aproxima da fronteira da trancha actual. A solução adoptada, gera um sinal quando a aeronave se encontra a 75% do fim da trancha actual (zona a vermelho) gerado este sinal, começa um processamento paralelo (tipo máquina de estados) que não afecta o cálculo de detecção de colisões e que constrói uma nova trancha centrada na actual posição da aeronave (a branco). Esta nova trancha demora cerca de 12 segundos a ser construída (no sistema de testes baseado em PC) e passa a ser a trancha actual assim que pronta, desta forma, garante-se que o algoritmo de detecção de colisão tem sempre cobertura e funciona continuamente.

Em resumo, desta forma, consegue-se, que o sistema garanta a precisão, tenha uma

resposta mais rápida, que seja mais barato e mais cómodo de utilizar, basta carregar no sistema as tranchas SRTM originais da zona onde se vai voar.

A georeferenciação foi executada com sucesso, o modelo optado, derivou directamente das características da base de dados SRTM (anexo A 13.2) que diz que o ponto mais a sudoeste é o indicado no nome de ficheiro da trancha, por exemplo, na trancha com nome de ficheiro N39W009, o ponto mais a sudoeste tem coordenadas WGS84: N39° 00.0000' W9° 00.0000'. Os restantes pontos, terão coordenadas em função da distancia que o separa deste ponto de calibração em unidades de numero de pontos. Tal como é indicado na eq. 7-1, na qual a barra por cima dos identificadores significam que se está a trabalhar numa dimensão vectorial (Latitude e Longitude), para se obter a coordenada do ponto em WGS84 formato decimal, deve-se somar ou subtrair ás coordenadas do referido ponto de calibração o valor decimar correspondente a 3 segundos multiplicado pelo valor do índice (distancia do ponto actual ao ponto de calibração), ou seja $j/(3 \times 60 \times 60)$.

$$\overline{Ponto(WGS84)} = \overline{Calib(WGS84)} \pm \frac{\overline{j}}{3 \times 60^2} \quad \text{Eq. 7-1}$$

Deslocamento	Err. Máximo	Er. Médio	Desvio Padrão
0	43	4	5.6
90 m Norte	223	5	6.7
90 m Sul	43	7	6.6
90 m Oeste	57	4	6.3
90 m Este	64	7	7.7

Tabela 7.2 – Tuning da georeferenciação da base de dados de terreno.

Apesar de conceptualmente correcto, para testar e medir os erros desta georeferenciação, foi realizado um teste na Serra da Arrábida (fig. 7-5), os resultados do qual estão na fig. 7-4, no primeiro gráfico são mostradas os perfis de altitude do caminho efectuado (de automóvel) com duas fontes de medida de altitude: a verde um receptor de GPS e a azul a base de dados de terreno (utilizando esta georeferenciação). No gráfico de baixo está patente a evolução da diferença (em valor absoluto) das duas altitudes.

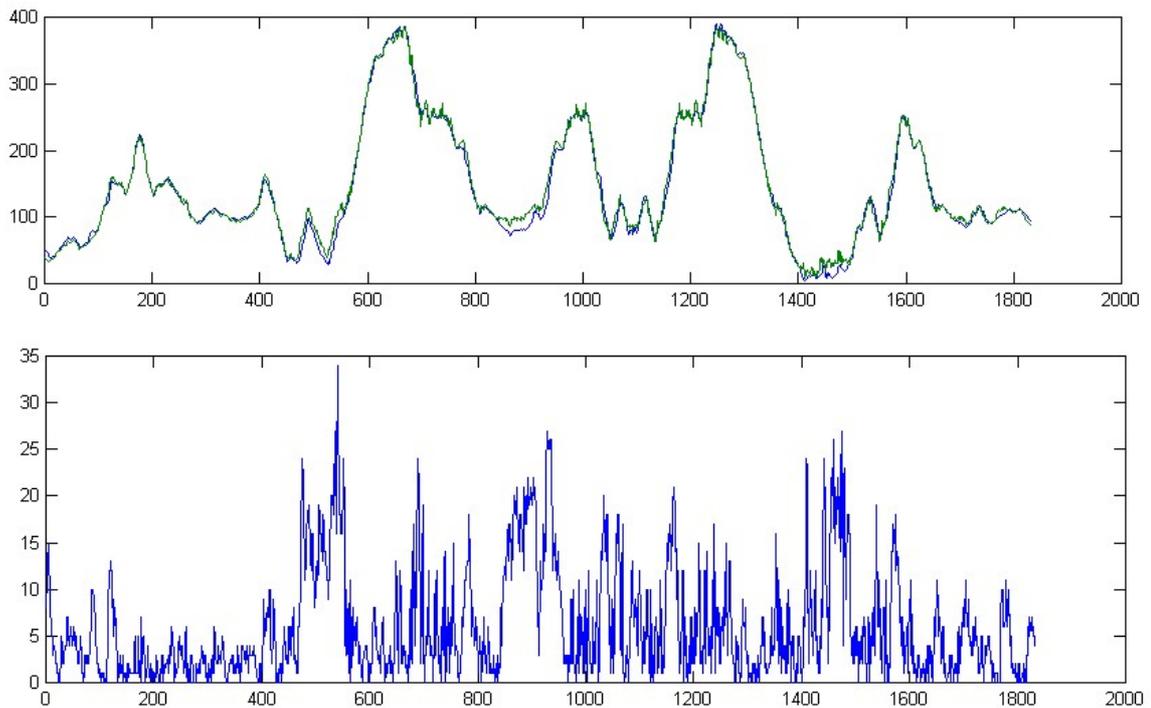


fig. 7-4— Altitudes medidas com GPS e com o modelo de terreno

Como se pode verificar as curvas estão quase sobrepostas, sendo o erro máximo igual a 34 metros, e o médio igual a 4 metros. Este erro máximo, tal como as outras zonas em que o erro é grande, ocorreu numa zona de vale, ou seja, com arvoredos e montanhas a prejudicar o funcionamento do GPS de 12 canais utilizado e sem antena em dupla hélice (especificações no anexo A 13.4). O erro máximo da base de dados SRTM garantido é de 11 metros, pelo que este erro deve ser proveniente sobretudo do receptor de GPS.

O teste á georeferenciação também provou que a mesma está correcta, veja-se na Tabela 7.2, que pequenos offsets em todas as direcções na calibração geraram sempre erros maiores.



fig. 7-5 – Teste de georeferenciação realizado na Serra da Arrábida (caminho a branco)

7.3. Importação dos dados espaciais de GPS em formato WGS84

A importação dos dados do receptor de GPS é feito através de um programa desenvolvido separadamente e que é executado simultaneamente ao sistema TAWS.

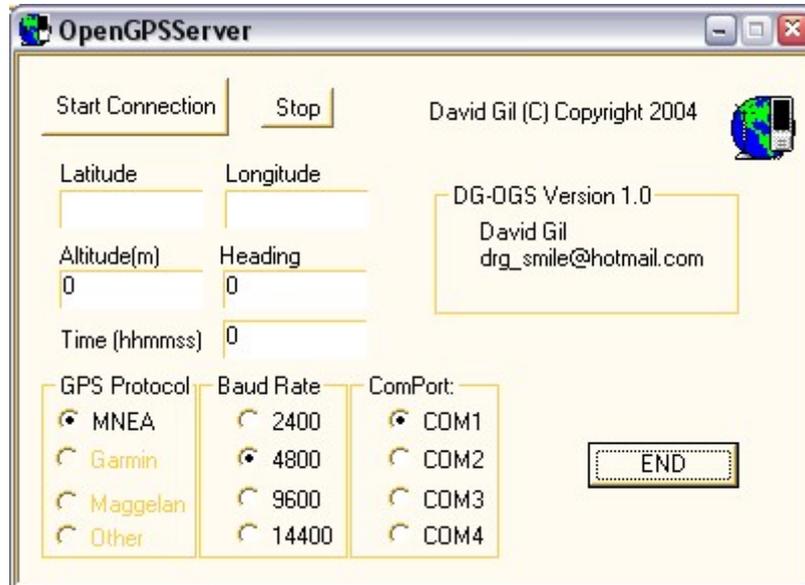


fig. 7-6 – Programa de interface com o receptor de GPS

O layout deste programa está na fig. 7-6, e para funcionar é necessário:

- 1º - Configurar o receptor de GPS para interface tipo NMEA 0183
- 2º - Ligar o receptor de GPS á porta de série do PC
- 3º - Configurar a janela do programa conforme as opções do sistema.
- 4º - Clicar sobre o botão 'Start Connection'

O objectivo deste pequeno programa é servir de interface entre o receptor de GPS e vários programas que precisem da informação pelo GPS.

Á medida que o programa vai colectando informação do GPS no formato NMEA 0183, ele vai difundindo essa informação pelo computador, utilizando uma funcionalidade do MS-Windows q se dá pelo nome de Windows Message Queue. Desta forma qualquer programa que esteja a ser executado no mesmo computador pode ler estas mensagens, utilizando a função:

```
WindowProc(UINT message, WPARAM wParam, LPARAM lParam)
```

Que está disponível no ClassWizard do MFC, ou se esta funcionalidade não estiver disponível (como no caso do sistema TAWS desenvolvido) através da função:

```
PeekMessage(lpMsg, NULL, Messie_ID, Messie_ID, PM_REMOVE)
```

Em que o identificadores de mensagem 'Messie_ID' são dados por:

```
Messie_ID=RegisterWindowMessage("0xAAAAAh");
```

As Sentences do Protocolo NMEA 0183 escolhido pela sua alargada difusão, que são lidas são as seguintes:

```
$GPGLL,3915.0436,N,00814.8294,W,221322.00,A*11
```

```
$GPGGA,174623.00,3923.3362,N,00849.8434,W,1,05,0.0,3214.2,M,,,,*1A
$GPRMC,221322.00,A,3915.0436,N,00814.8294,W,231.8,56.0,260404,6.0,W*66
```

Em que a GPGLL é utilizada para extrair a posição, a GPGGA para extrair a altitude e a GPRMC, para extrair o Heading e o tempo GPS.

O bit rate utilizado para este projecto foi 4800 bps e a frequência das mensagens foi 1 Hz, isto é, a posição é actualizada a cada 1 segundo.

Assim que um record completo de informação é recebido, é-lhe adicionado uma estampa de tempo (com uma resolução de milésimos de segundo).

Seguidamente, é calculada a distancia percorrida desde o ultimo ponto utilizando a formula do circulo maior (com correcção de latitude):

$$D = \sqrt{(Lat_2 - Lat_1)^2 + (Long_2 - Long_1)^2 \cdot \cos(Lat_2) \cdot \cos(Lat_1)}$$

Assim, utilizando a diferença de tempo recebido, calcula-se a velocidade média entre as duas ultimas amostras.

Processamento da informação no sistema TAWS:

Toda a informação recebida e calculada, é guardada num Array de 6 posições (para cálculos) e numa lista de coordenadas (Latitude, Longitude, Altitude) para Display.

Recorrendo a este Array, calcula-se:

- 1 - A velocidade vertical.
- 2 - A velocidade do chão.
- 3 - A velocidade de variação de Heading.

Para evitar saltos nos parâmetros, mas também para assegurar uma rápida variação dos parâmetros, para efeitos de geração de alertas de colisão com o terreno e de Display, os parâmetros são filtrados através de um filtro passa-baixo, implementado para os parâmetros 1 e 3 como uma média ponderada das duas ultimas amostras e para o parâmetro 2 que tem uma variação mais lenta, uma média ponderada das 3 ultimas amostras.

Projeção dos parâmetros calculados na previsão do futuro da trajectória :

Implementando um modelo cinemático para o sistema avião, para prever a sua trajectória no futuro. Leva-se em conta, a posição (Norte/Este/Altitude), velocidades (Ground/Vertical/Heading) e orientação (angulo de rumo), para prever a futura posição da aeronave:

$$Lat_2 = Lat_1 + \frac{1}{60NM} \int Vel(t) \cdot \cos(Heading_1(t)) \cdot dt$$

$$Long_2 = Long_1 + \frac{1}{60NM \cdot \cos(Lat_2)} \int Vel(t) \cdot \sin(Heading_1(t)) \cdot dt$$

$$Alt_2 = Alt_1 + \int VelV_1(t) \cdot dt$$

$$Head_2 = Head_1 + \int VelGuinada_1(t) \cdot dt$$

Na latitude, a divisão pela distancia de 60 milhas náuticas (em metros) justifica-se porque a grandeza fornecida pelo integral está em unidades SI (metros) e para ficar coerente na soma, tem de ser convertido para unidades de graus (60 milhas náuticas corresponde exactamente á distancia de um grau no perímetro do equador terrestre). Na longitude as 60 NM tem de ser

multiplicadas pelo cosseno da latitude para corrigir o facto de a distancia em graus, ao longo de um paralelo ser diferente a diferentes latitudes.

No meu sistema de TAWS, estes integrais são calculados com um $dt=1s$ e assumindo o que a variação com o tempo dentro dos integrais é nula.

Desta forma são calculadas 3 trajectórias possíveis, uma com a velocidade de guinada actual (central), outra com 99% da velocidade de guinada actual (esquerda) e outra com 111% da velocidade de guinada actual (direita), uma vez que estas trajectórias são utilizadas para detectar uma eventual colisão com o terreno, cobre-se assim uma maior área, aumentando a redundância do sistema, suprimindo eventuais erros. Na fig. 7-7 são mostradas estas 3 linhas as que estão à frente da aeronave, e a trajectória efectuada pela aeronave que está na traseira da aeronave, á esquerda da aeronave pode-se visualizar as pistas da base aérea nº5 de Monte-Real e uma rádio-ajuda aí existente.



fig. 7-7 – as 3 linhas geradas para previsão de trajectória

Estas 3 possíveis trajectórias são utilizadas na função FLTA, para gerar alertas do TAWS.

7.4. Display

Relembrando as normas da FAA para o Display de um TAWS (secção 4.9), as mesmas exigem um Display de um mapa de terreno orientado segundo o rumo da aeronave (track up). Isto só por si não levantaria problemas, pois bastaria uma transformação de translação para centrar o terreno na posição da aeronave e outra de rotação para o rodar segundo o seu rumo mas isto aliado ao facto dos mapas de elevação de terreno necessitarem de uma transformação não linear para a sua visualização precisa complicou muito a execução desta parte fundamental do trabalho.

O projecto foi feito em Visual C++, utilizando o OpenGL para todos os efeitos de Display, e ainda a biblioteca GLUT para criação da janela e gestão de eventos (rato e teclas).

Assim, começou-se por definir um ambiente de GLUT de gestão de eventos, utilizando as funções:

```
1) glutInitDisplayMode(GLUT_RGBA | GLUT_DEPTH | GLUT_DOUBLE);
2) glutInitWindowSize(640, 480);
3) mainw = glutCreateWindow("Terrain Awareness and Warning System");
4) glutFullScreen();
5) glutReshapeFunc(dg_resize);
6) glutIdleFunc(display);
7) glutKeyboardFunc(mainw_keyboard);
8) glutMouseFunc(Mouse);
9) glutMainLoop();
```

As primeiras 4 inicializam a parte de criação e configuração de janela de visualização da biblioteca GLUT, da linha 5 até à 8, são indicadas as funções de gestão de eventos, 5 para o evento da janela ser redimensionada durante a execução do programa, 6 indica qual a função a ser executada se o programa estiver sem mais nada para processar, ou seja na prática diz que aquela função deve ser executada em loop enquanto o programa estiver activo, 7 e 8 dizem quais as funções a serem executadas se o utilizador carregar no teclado ou fizer uso do rato. Por fim enquanto que as linhas anteriores configuravam isto tudo, a linha 9 activa o GLUT, criando a janela e dando origem ao inicio do processamento de eventos.

Em seguida são utilizados os comandos do OpenGL para definir um ambiente de visualização 2D.

```
1) dg_aspect = (GLfloat)dg_width/(GLfloat)dg_height;
2) glMatrixMode(GL_PROJECTION);
3) gluOrtho2D(
    -(dg_vdx/2.0f)/dg_aspect,
    +(dg_vdx/2.0f) /dg_aspect,
    -dg_vdy/2.0f,
    +dg_vdy/2.0f);
4) glMatrixMode(GL_MODELVIEW);
5) glLoadIdentity();
```

Começa-se em 1 por calcular o Aspect Ratio da janela de visualização, depois em 2 indica-se que todas as transformações a partir daí (e até 4 neste caso) dizem respeito á transformação de visualização. A linha 3 configura os limites de visualização horizontal e vertical, neste trabalho dg_vdx e dg_vdy são respectivamente variáveis que indicam (em metros) os limites do terreno a ser visualizado. Por exemplo se dg_vdx for 10 km, significa que se vai ver no Display, 5 km para cada lado relativamente ao plano de simetria da aeronave. A linha 4 indica que todas as transformações daí para frente dizem respeito á transformação de modelação (do pipe-line de transformações do OpenGL). Em 5 a transformação de modelação do OpenGL é carregada com a matriz identidade (para inicialização).

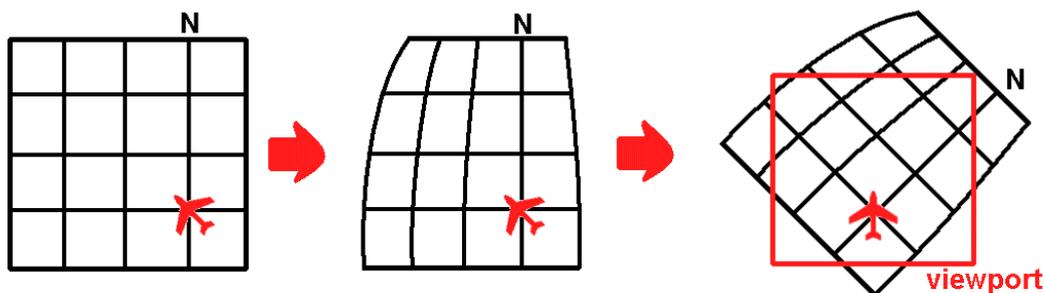


fig. 7-8 – Sucessão de transformações que se aplica ao terreno até ser visualizado.

Em seguida é necessário mostrar o terreno, para isso, e para garantir que o terreno é mostrado com rigor e preciso, é necessário corrigir o efeito da distancia entre meridianos ser menor a maiores latitudes, é necessário recorrer a uma transformação não linear (ilustrada no 1º passo da fig. 7-8) em que na vertical não há qualquer transformação, mas na horizontal, a distancia dos meridianos ao meridiano em que a aeronave se encontra varia com o cosseno da latitude em questão e só então fazer a rotação do terreno centrada na posição da aeronave.

Contudo para ter uma performance superior evitando-se escrever rectângulos da quadrícula do terreno desnecessários por serem demasiado pequenos ou por estarem fora da zona de visualização, recorreu-se a uma técnica em que em vez de se percorrer a quadrícula do terreno, percorre-se a quadrícula do ecrã, isto é para uma resolução de 640x480, percorre-se todos os pixels e vai-se atribuindo a sua cor, fazendo transformações de coordenadas para ver qual a sua cor correspondente no terreno.

Assim, o primeiro passo é converter coordenadas de ecrã em coordenadas de latitude/longitude:

$$N = North_{viewcenter} + \frac{dg_vdy}{2.60^2 \cdot arc\ sec} \cdot \left(1 - \frac{2 \cdot i}{480}\right) \cdot \cos(course) - \frac{dg_vdx}{2.60^2 \cdot arc\ sec} \cdot \left(1 - \frac{2 \cdot j}{640}\right) \cdot \frac{\sin(rumo)}{\cos(North_i)}$$

$$E = East_{viewcenter} + \frac{dg_vdy}{2.60^2 \cdot arc\ sec} \cdot \left(1 - \frac{2 \cdot i}{480}\right) \cdot \sin(course) + \frac{dg_vdx}{2.60^2 \cdot arc\ sec} \cdot \left(1 - \frac{2 \cdot j}{640}\right) \cdot \frac{\cos(rumo)}{\cos(North_i)}$$

e de seguida ir buscar á base de dados de terreno a altitude da mesma e assim calcular a cor a mostrar desse pixel:

Alt=dg_GetHeigth(terrain,N,E).

De seguida comparando-se o valor da altitude do terreno com a altitude do terreno, atribui-se uma cor ao pixel, de acordo com as normas (secção 4.9). Obtendo imagens como a da fig. 7-9.

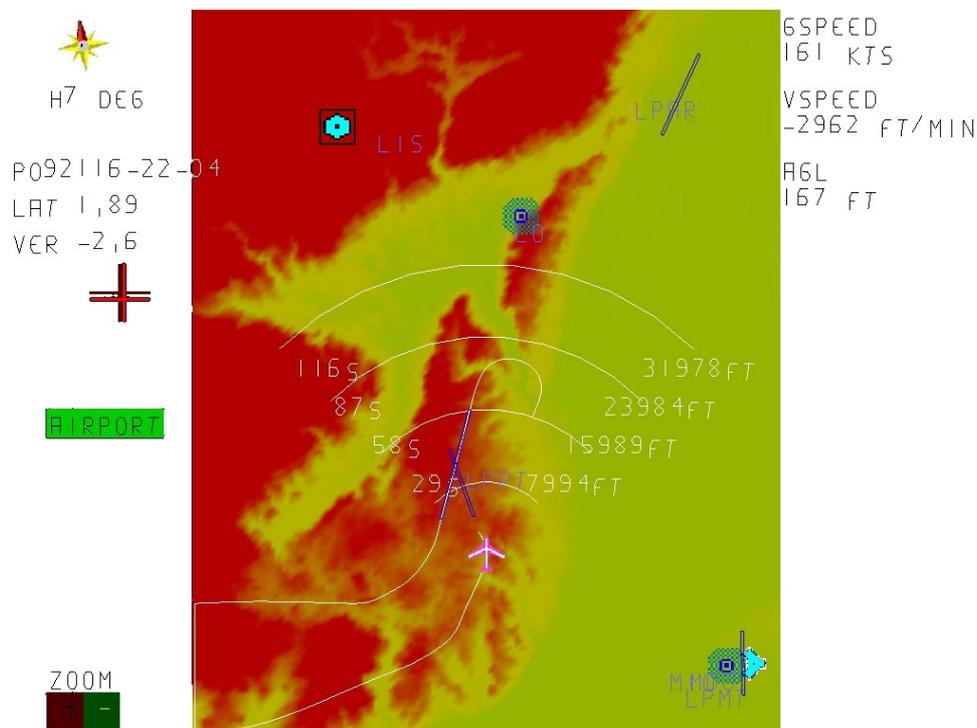


fig. 7-9 – Exemplo de visualização do TAWS desenvolvido neste trabalho

Durante os voos de teste simulados, também se notou que para efeitos de pilotagem não era conveniente ter todo o terreno a amarelo e vermelho, pois por exemplo se estivéssemos a escolher um local para descida, escolheríamos uma zona amarela que podia ter altitudes entre 0 e -2000 ft relativos ao nível da aeronave. Adoptou-se uma tabela de cores mais descritivas recorrendo a gradientes de cores (indicada na Tabela 7.3). Para o caso de a zona em questão estar a menos de 500m de uma zona que gera um alarme, é necessário dar uma cor para assim cumprir as normas (secção 4.1) e dar ao piloto a localização exacta do terreno que lhe causa perigo.

Altitude de Terreno (relativo á aeronave em ft)	Cor
+2000 até 0	70% vermelho
0 até -200	Gradiente linear 70% vermelho até 70% amarelo
-200 até - 500	70% amarelo
-500 até -2000	Gradiente cubico entre 70% amarelo até 70% verde
Zona de Caution	100% amarelo
Zona de Alerta	100% vermelho

Tabela 7.3– Tabela de cores de altitude de terreno relativa á aeronave.

Alem disso para cumprir o requisito das normas do piloto poder estimar a distancia entre a aeronave e os obstáculos, foram desenhadas umas linhas equidistantes á aeronave, cuja distancia varia com o zoom, e cuja a distancia e o tempo que a aeronave demora a percorrer essa distancia são mostrados nas extremidades dessas linhas.

Também são mostrados nos mapas os contornos das pistas e ícones standard das rádios ajudas.

Consta ainda no Display: na coluna esquerda, Um indicador de rumo da aeronave, um pequeno ILS em que os desvios verticais e horizontais á pista são mostrados tanto numericamente como esquematicamente, é mostrado um avisador caso a aeronave esteja a uma distancia inferior á regulamentar de um aeroporto e q dessa forma possa descer abaixo dos 500 ft AGL, e na parte inferior desta coluna são mostrados dois botões que podem ser actuados com o rato que aumentam ou diminuem o zoom ou seja a área visualizada no mapa. Na coluna oposta é mostrada a velocidade do chão (em nós), velocidade vertical (em ft/min) e altitude sobre o terreno AGL.

Alem disso conforme é indicado na secção 7.3, também são mostradas as trajectórias previstas para a aeronave e a trajectória que a aeronave já percorreu.

É ainda de referir que o mapa funciona em tempo real e cuja a taxa de actualização medida, isto é, frame rate é superior a 15 fps, o que é bastante bom para um sistema em tempo real e demonstra que os cuidados tidos com a performance deram bons resultados, obtendo frame rates que para alem de serem compatíveis com o olho humano, são rápidos, aumentando assim a segurança do sistema.

O framerate de 15 fps é muito superior á frequência com que a posição da aeronave é recebida (1 Hz) pelo que os cálculos de 7.3 para calcular a trajectória prevista da aeronave também são utilizados para actualizar virtualmente os dados de navegação da aeronave, suavizando a visualização.

7.5. Detecção de fase de voo (descolagem e aterragem)

A detecção destas fases de voo é fundamental para poder gerar os alertas referidos em 4.3 e 4.6, ou seja, perda de altitude após a descolagem e descida prematura.

Para detecção de perda de altitude após a descolagem, foi introduzida no programa uma flag, que é activo sempre que se detecta que a aeronave está em fase de descolagem, os critérios utilizados para activar esta flag são:

- Velocidade < 15 nós nos últimos 60 segundos
- Velocidade > 50 nós (supera a velocidade máxima de taxiing que é de 40 nós).

A flag é desactivada assim que a altitude AGL supera os 700 ft, para respeitar os requisitos das normas que referem que a aeronave está em descolagem até atingir

Quando esta flag está activa, é mostrado no canto inferior direito um rectângulo branco com a inscrição 'TAKEOFF' (tal como está indicado na fig. 7-10)

O alarme 'Pull Up' é gerado se enquanto esta flag estiver activa, se verificar uma razão de subida negativa, um exemplo desta situação encontra-se na fig. 7-10.

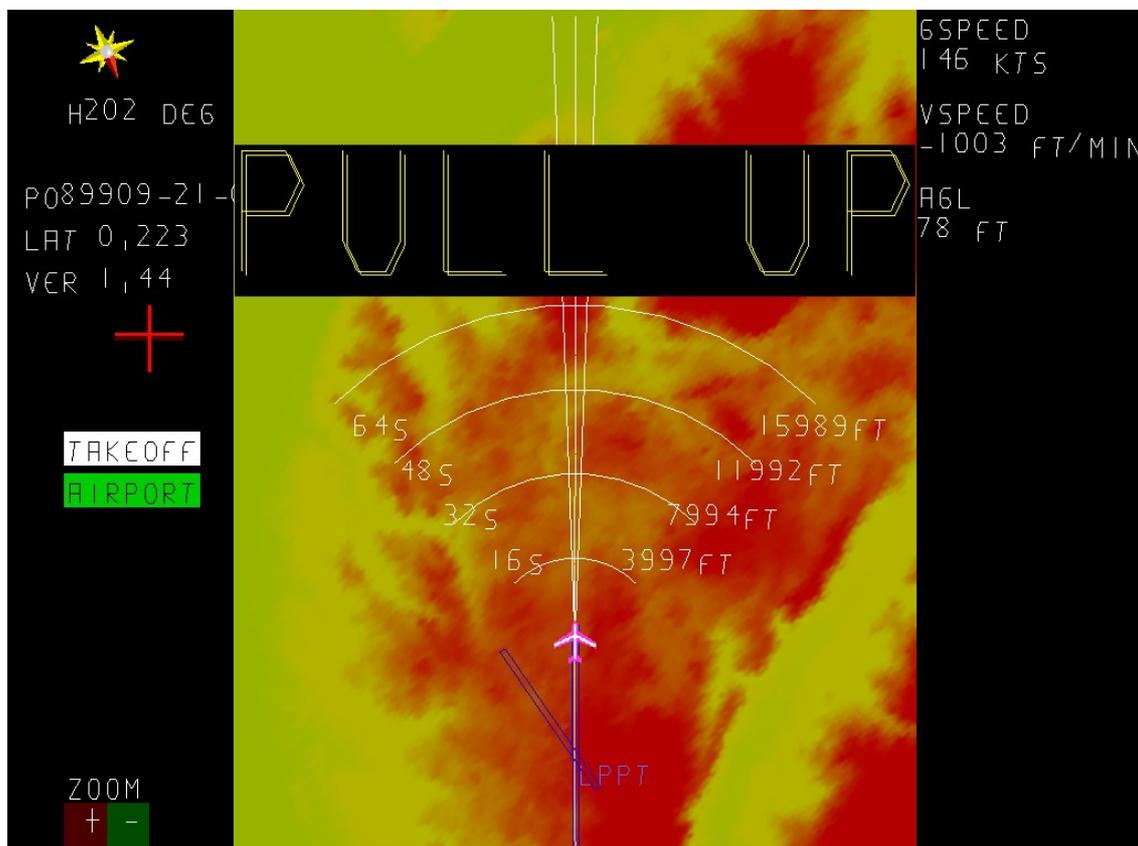


fig. 7-10 – Alarme gerado devido a perda de altitude durante a descolagem.

Detecção de Aterragem:

A aterragem é detectada sempre que se detecte a aeronave esteja no enfiamento de uma pista (2.5 graus relativamente ao eixo da pista), que esteja apontado para a mesma, isto é, angulo entre a velocidade da aeronave e o eixo da pista seja inferior a 25 graus. E ainda é necessário que a aeronave diste menos de 40 NM da pista.

$$\Delta H_{ILS} = \sin^{-1}(\vec{v}(EixoPista) \cdot \vec{v}(P_{aviao}))$$
$$\Delta V_{ILS} = \tan^{-1}\left(\frac{H_{aviao} - H_{pista}}{\|P_{aviao}\|}\right) - 3^{\circ}$$

Equações 7-2 – Calculo dos desvios de ILS

Os cálculos dos desvios são mostrados nas Equações 7-2, em que P_{aviao} , denota o vector posição do avião relativamente à pista, EixoPista, o vector colinear com o eixo da pista e \vec{v} o operador versor.

É soado o alarme 'GLIDESLOPE' se a aeronave estiver um grau abaixo da ladeira suposta de ILS igual a 3°, um exemplo desta situação é mostrado na fig. 7-11.

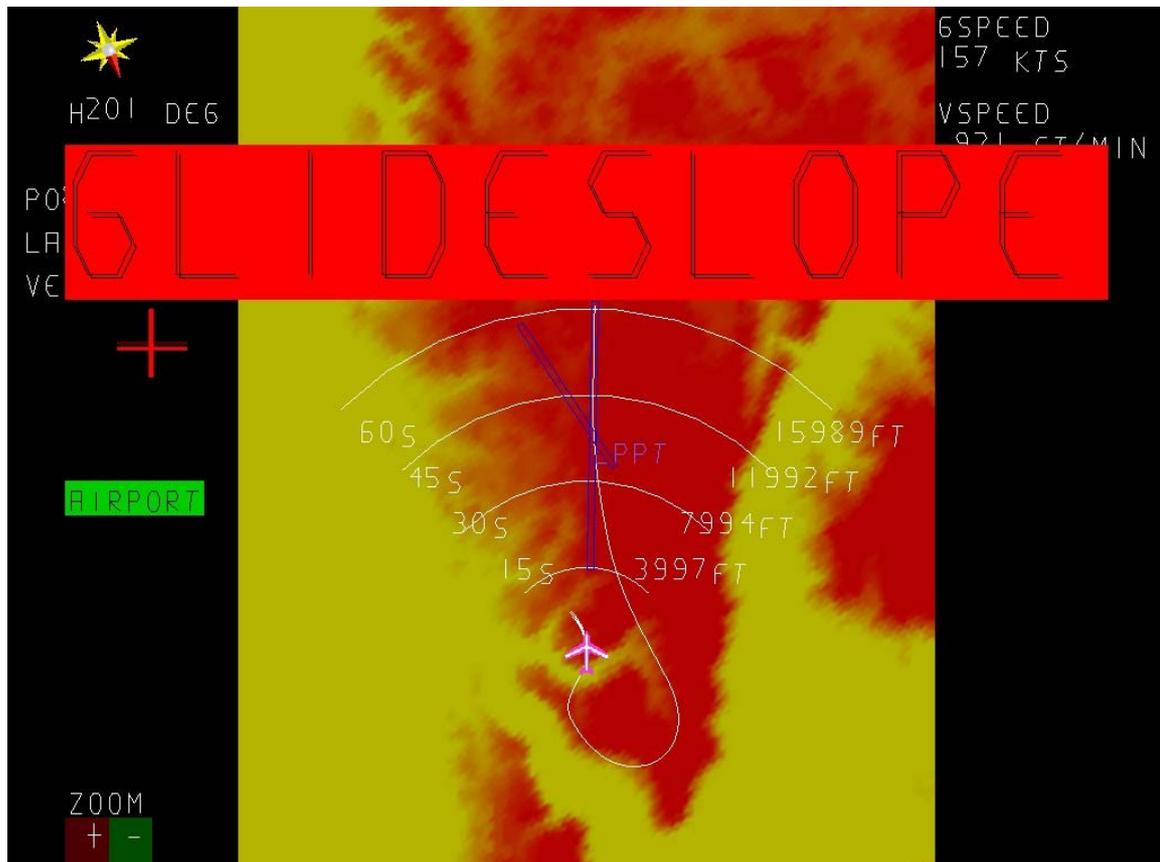


fig. 7-11 – Alerta 'Glide Slope'

7.6. Detecção de Colisões (FLTA)

Para implementação da função FLTA, ou seja, para a detecção de colisões com o solo e violações da altitude AGL regulamentar de 500 ft, são utilizadas as 3 curvas enunciadas em 7.3. Tal como é referido em 7.3, a utilização de 3 possíveis trajectórias justifica-se pela necessidade de cumprir as normas e de cobrir uma maior área espacial para a frente da aeronave, o que com apenas uma curva não seria possível.

Situação	Aviso
AGL<500ft, Dist. á pista>3NM e tempo < 2s	Alerta 500 ft – Pull Up
AGL<500ft, Dist. á pista>3NM e tempo > 2s	Caution 500 ft
AGL<30ft, Dist. á pista>3NM e tempo < 10s	Alerta Terrain Pull Up
AGL<30ft, Dist. á pista>3NM e tempo > 10s	Caution Terrain

Tabela 7.4 – Alertas FLTA

As 3 curvas na realidade são 3 listas de pontos em que cada ponto está separado do anterior pela distancia equivalente a um segundo à velocidade actual medida. Para cada ponto das 3 curvas é calculada a altitude AGL e é testado a sua distancia á pista mais próxima, os alertas são gerados conforme a Tabela 7.4.

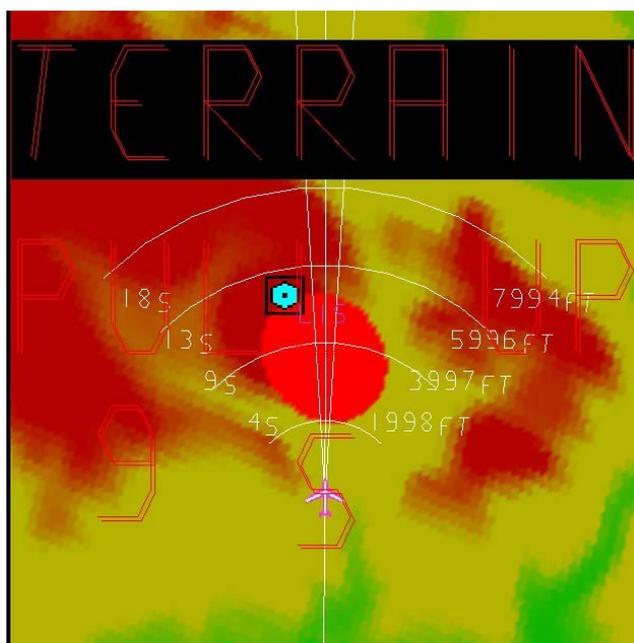


fig. 7-12 – Alerta FLTA

É ainda de referir que de todos os pontos que geram alertas, é guardado o tempo mínimo que a aeronave demora a chegar ao referido ponto para que esse tempo seja mostrado ao piloto no ecrã, ou seja, por exemplo, se o alerta for gerado por uma colisão com o terreno, o piloto fica a saber quantos segundos tem para reagir até à colisão, por exemplo na fig. 7-12, este tempo é de 9 segundos, o que é visualmente confirmável pelas linhas de equidistância, note-se que a linha dos 9s já está quase toda sobre terreno a vermelho, ou seja, terreno a uma altura igual ou superior ao nível de voo da aeronave.

7.7. Geração de Outros Alarmes e priorização dos alertas.

O alarme que falta referir é o da taxa de descida excessiva, este foi implementado recorrendo aos valores de altitude AGL e velocidade vertical medido (com filtro de 2ª ordem).

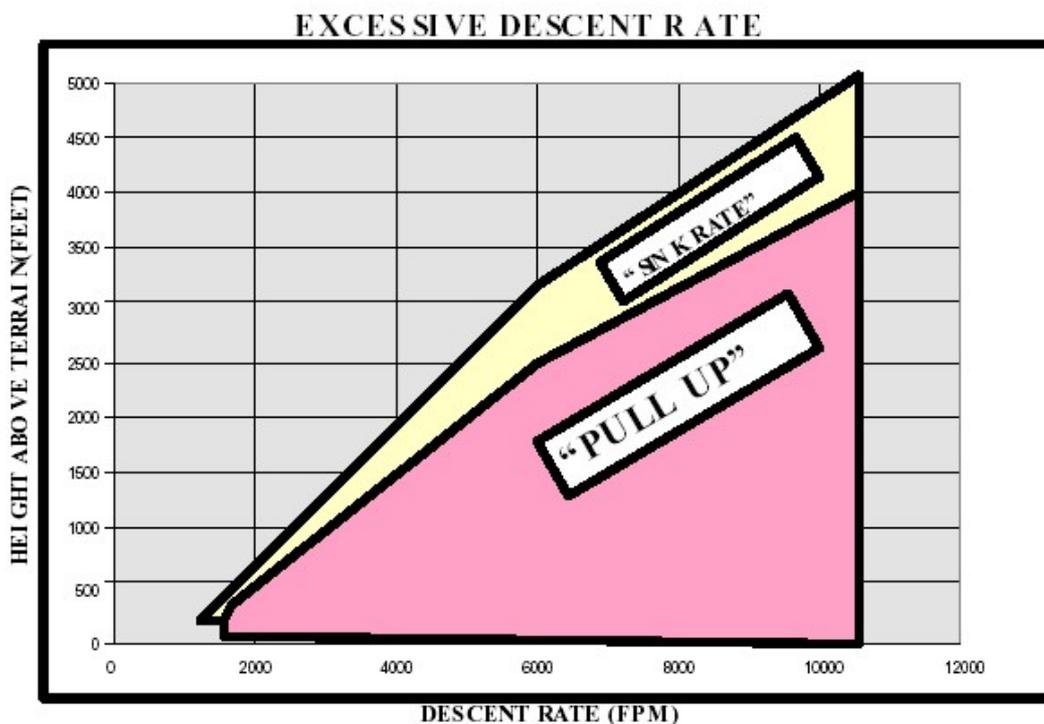


fig. 7-13 – Aviso de Taxa de Descida Excessiva.

A implementação foi realizada segundo as normas (gráfico da fig. 7-13), que organiza este aviso segundo uma função linear de dois troços, um até aos 6000 ft/min e outro desse valor em diante. A implementação consistiu em calcular os coeficientes destas rectas (Tabela 7.5), e determinar se a altitude AGL actual da aeronave está acima ou abaixo das rectas.

Recta	Origem	Declive
Pull Up Troço 1	500 ft/min	0.45 ft/(ft/min)
Pull Up Troço 2	6000 ft/min	0.25 ft/(ft/min)
Sink Rate Troço 1	500 ft/min	0.54 ft/(ft/min)
Sink Rate Troço 2	6000 ft/min	0.37 ft/(ft/min)

Tabela 7.5 – Coeficientes das rectas delimitadores de alertas de taxa de descida excessiva

A priorização de alertas foi feita com base nas normas (Tabela 4.1) em que os alertas mais prioritários, inibem todos os que tem uma prioridade inferior.

7.8. Projecto de Hardware de um aviónico TAWS autónomo.

As secções anteriores deste capítulo descreveram as opções de Software, isto é, do funcionamento interno do sistema que foi implementado para funcionar num PC portátil. Esta secção pretende indicar as opções de projecto relativas à concepção de um aviónico TAWS para instalação no painel de instrumentos de uma aeronave, no sentido de desenvolver um produto para fornecer a companhias e pilotos.

Dado que o sistema implementa algoritmos complicados e requer uma grande quantidade de memória, ele deverá ser implementado recorrendo a um CPU e vários periféricos de interface com o exterior: Interface Série com o GPS, interface vídeo com o Display, interface card flash ou USB para carregar dados geográficos, conforme indicado na fig. 7-14.

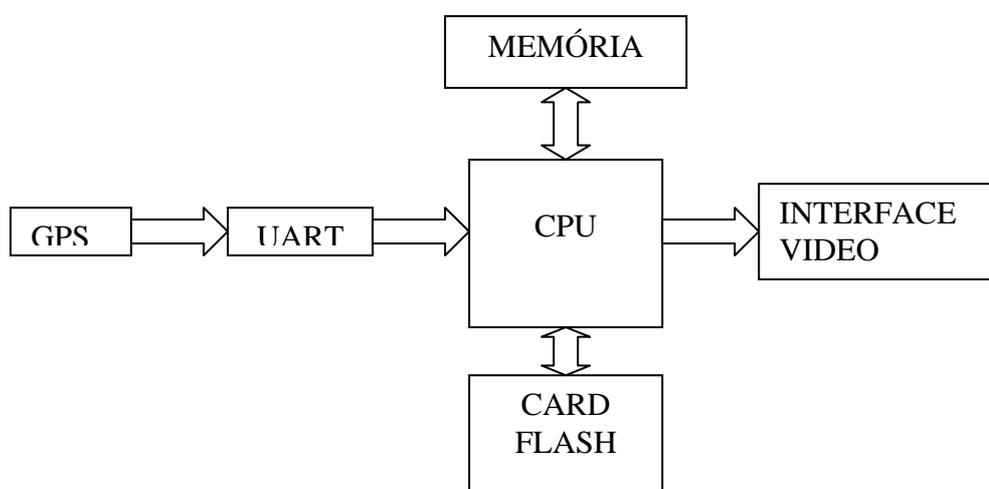


fig. 7-14 – Diagrama de blocos de um sistema TAWS

Um dos sistemas encontrados, o Versallogic Bobcat EPM 3-s (fig. 7-15), contém um CPU AMD K5 e possui as interfaces necessárias na própria placa ou em acessório.



fig. 7-15 – um 'PC in a board' Bobcat da Versallogic

A versão EPM-3s deste 'PC in a board' tem uma gama de temperatura de funcionamento alargada, dos -40° aos 85° . A possibilidade de poder funcionar em temperaturas negativas é importante dado que em aeronaves não pressurizadas e sem ar condicionado, a altitudes moderadas ou em certas regiões do globo a temperatura pode descer facilmente abaixo dos 0° .

Alem disso esta versão é de Low-Power, ou seja, dadas as suas dimensões de apenas 9.0 por 9.5 cm e o seu peso de apenas 100g, este sistema é bastante adequado para ser instalado em UAVs. De resto conta com 2 portas RS-232 do mesmo tipo das que são utilizadas para comunicar com o receptor de GPS. Alem disso podem ser instalados acessórios para interface vídeo SVGA e leitores de cartões flash, as características deste equipamento podem ser encontradas em detalhe no anexo A 13.5 e o preço total deste hardware ronda os 700 dólares, ou 550 se encomendadas mais de 10 unidades.

Visto que o numero de aviônicos na aviação tem vindo a crescer e que cada vez há menos espaço nos painéis de instrumentos das aeronaves, é desejável que o Display da situação do terreno ocorra num MFD [6] ou seja num Display multifuncional, já existente na aeronave. Para isso é necessário ainda introduzir um módulo de conversão de VGA para ARINC 453/708A [2].

Se tal não for desejável também pode ser equacionada a instalação de um pequeno monitor, uma possível solução encontrada para este fim é o TFT de 7" NW-619VT da iPC-MAX.



fig. 7-16 – Um Display TFT de reduzidas dimensões (7")

Os vários componentes de hardware do sistema poderiam assim ser encapsulados numa caixa de acordo com o esquema da fig. 7-17. As dimensões estimadas seriam de 10.7 cm de largura por 7.1 cm de altura e 11 cm de profundidade, de forma a poder a poder ser instalado na consola de instrumentos de uma aeronave. O custo de produção estimado rondaria os 1000 dólares.

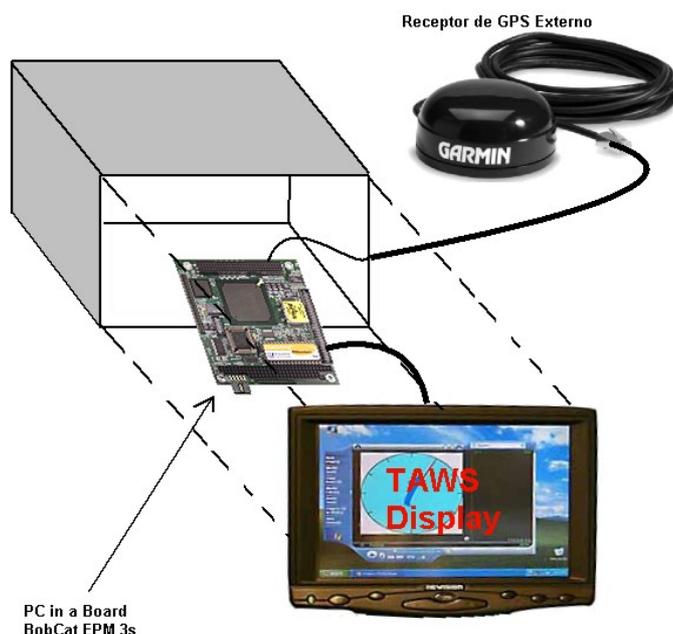


fig. 7-17 – esquema do aviónico que implementa o TAWS.

8. Plataformas de teste

8.1. Flight Simulator

Como se encontra ilustrado no diagrama de blocos do sistema TAWS (fig. 7-14) um dos sistemas necessários para aquisição de informação de navegação é o receptor de GPS.

Para efeitos de teste aquando do desenvolvimento do programa de TAWS, por exemplo quando se quisesse testar o aviso de descida prematura e todos os outros avisos, não seria de forma nenhuma viável, utilizar um GPS verdadeiro a bordo de uma aeronave, os custos teriam sido demasiado elevados.

Desta forma procurou-se uma forma o mais realista possível de simular uma aeronave e gerar os mesmos dados do bloco de GPS da fig. 7-14 tão possíveis quanto os verdadeiros.

O que foi completamente conseguido, utilizando o Microsoft Flight Simulator apetrechado com os utilitários FSUIPC e GPSOut [12] para gerar os dados de GPS pela porta de série no mesmo formato do receptor de GPS (NMEA 0183).

Isto permitiu, ter uma forma de gerar trajectórias, exactamente no mesmo formato (NMEA 0183) e mesma interface (porta de série RS-232) do que um GPS verdadeiro, como se pode ver pela fig. 8-2.

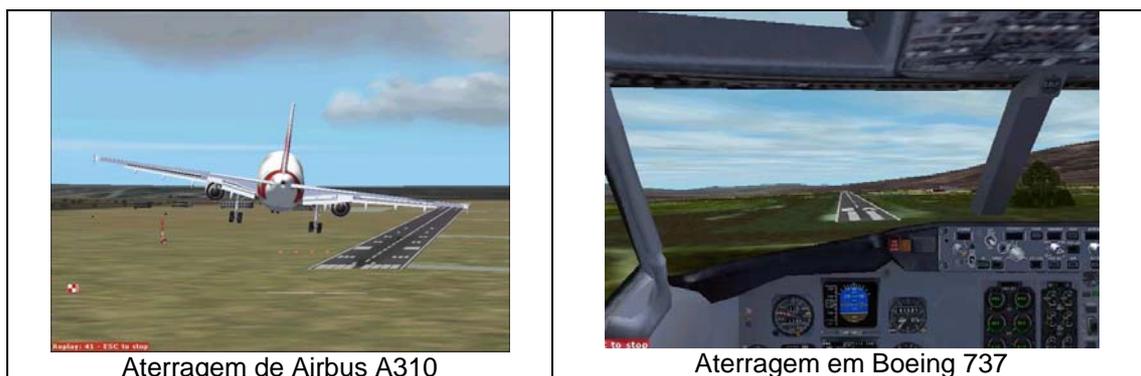


fig. 8-1 – O Flight Simulator como forma de gerar trajectórias realistas

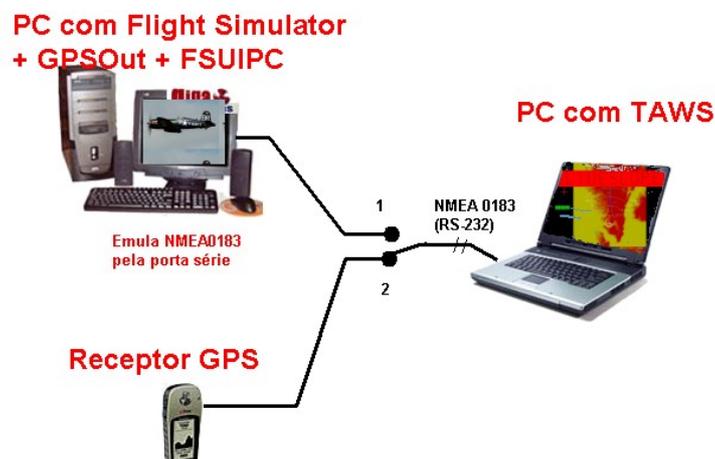


fig. 8-2 – Esquema da comutação entre o Flight Simulator e um GPS verdadeiro.



fig. 8-3 – Aeronaves utilizadas em testes no Flight Simulator

A fig. 8-3 mostra as aeronaves utilizadas durante os testes e em seguida mostra-se algumas das trajectórias geradas com o Flight Simulator:



fig. 8-4 – 1º voo em Flight Simulator



fig. 8-5 – 2º voo em Flight Simulator



fig. 8-6 – 3º voo em Flight Simulator



fig. 8-7 – Portatil com Flight Simulator e TAWS no computador fixo

fig. 8-4 - Esta trajectória consiste na decolagem da Portela com perda de altitude durante a decolagem, para testar o respectivo alerta, de seguida voou-se por uma zona com terreno acidentada para testar o alerta dos 500 pés. No final do voo, fez-se um colisão contra a Serra de Sintra para testar o respectivo alerta e confirmar que os tempos mostrados para o tempo estimado que falta para a colisão estão correctos.

fig. 8-5 - Neste Voo efectuo-se uma decolagem e uma volta de 360 graus com taxa de variação do angulo de guinada constante. Isto serviu para confirmar que as curvas de trajectória prevista estavam correctas.

fig. 8-6 - Este foi um dos voos (virtuais) mais importantes que se realizou, teve como base o aeródromo de Tires e serviu de preparação para o voo real efectuado no dia 21 de Outubro.

Descolou-se de Tires para Norte, seguiu-se a baixa altitude de encontro á Serre assim fazer soar 1º o alarme de 500 pés, e em seguida o alarme de colisão com o terreno. Quando este indicava o tempo de 10 segundos para o impacto, ordenou-se ao piloto automático que subisse para os 1800 pés e evitou-se assim o acidente. De seguida deu-se uma volta de 180º para Sul, cruzando novamente a Serra de Sintra a baixa altitude, fazendo soar o alarme dos 500 pés. Em seguida aterrou-se e fez-se uma descida premature, fazendo soar o respectivo alarme.

Todas as trajectórias são fornecidas no CD em anexo (A 13.1) e podem ser abertas com o programa 'PlayGPS' fornecido no mesmo CD. Se executar o programa 'DG-TAWS' ao mesmo tempo (sem fechar o PlayGPS) pode-se então visualizar o Display de TAWS para todos os voos e ouvir os respectivos alertas.

8.2. Voo real efectuado

Contactando a empresa Aerocondor (Director de Operações, Cmte. Vítor Campos), foi possível marcar um curto voo de ensaio com a duração de cerca de 15 minutos pelo preço de 80 euros.



fig. 8-8 – Aeronave utilizada Cessna 172, matricula CS-AKF

Originalmente marcado para o dia 19 de Outubro, teve de ser adiado devido ao mau tempo que se fez sentir no continente naquele dia, realizando-se no dia 21 às 15 horas.

Ficou combinado que se faria funcionar durante o voo um computador portátil, um receptor de GPS e uma câmara de filmar. Os ocupantes da aeronave foram: o Piloto/Instrutor (Pedro Barreiras), o operador de ensaio do sistema TAWS (eu), o Camera-Man (Marco Araújo).

O registo GPS do voo pode-se igualmente encontrado no CD em anexo. (A 13.1)



fig. 8-9 – Mapa do voo

Descrição do Voo:

Começou-se por descolar para norte e voltar para Oeste, mantendo uma altitude AGL muito baixa, como se pode ver pela fig. 8-10. Assim que a aeronave se afastou do aeródromo, surgiu portanto imediatamente o alerta de 500 pés, informando assim que se estava a violar o requisito de manter a aeronave suficientemente afastada do chão.

Seguiu-se para Oeste paralelamente à encosta Sul da Serra de Sintra a um nível inferior ao seu pico. Quando se chegou á costa, na praia do Guincho, voltou-se ligeiramente para norte em direcção ao Cabo da Roca onde se deu uma volta de 180 graus seguindo-se a partir daí para Sul e Este, paralelamente á costa, passando-se pelo Cabo Raso e por Cascais onde se subiu para os 1000 pés, deixando-se assim de ouvir definitivamente o aviso dos 500 pés. Perto do Forte Julião, voltou-se para sul onde se fez uma volta em torno do Farol do Bugio.

Seguiu-se então para Norte e quando se interceptou a ladeira de descida da pista, iniciou-se a descida e seguiu-se a aterragem.

Durante a aproximação (foto da fig. 8-13) foi possível confirmar visualmente a fiabilidade do indicador de ILS virtual (lado esquerdo da fig. 8-12).



fig. 8-10 – fotografia tirada após a descolagem



fig. 8-11 – Alerta dos 500 pés após a descolagem

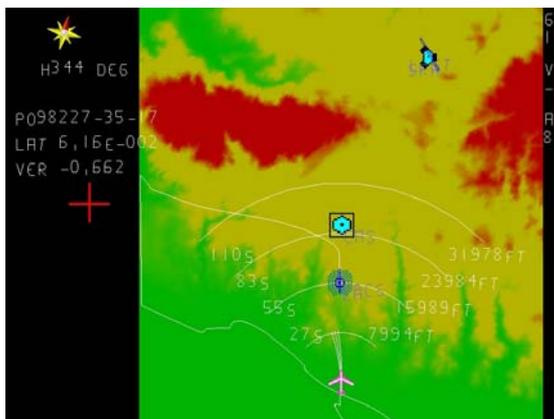


fig. 8-12 – Display TAWS durante a aproximação



fig. 8-13 – Vista para a Frente durante a aproximação

Em resumo, o voo correu bem, a fiabilidade e precisão do sistema ficaram comprovados, todos os alertas soaram na altura esperada (alerta dos 500 pés) e os alertas de situações que não ocorreram, nunca foram soados, como o alerta de colisão com o terreno, descida prematura e perda de altitude durante a descolagem, O sistema funcionou bem, o que era esperado dado que já tinha sido intensivamente testado (e corrigido) recorrendo á plataforma de teste baseada em Flight Simulator.

10. Conclusões

Apesar dos Sistemas de Aviso de Terreno simplificados tipo TAWS, semelhantes ao desenvolvido neste trabalho, já estarem numa fase de desenvolvimento tal que permite a sua industrialização (fig. 3-3) a preços impressionantemente baixos dada o enorme incremento na segurança da aviação (50% segundo fig. 3-1). Este trabalho teve como objectivo o estudo do funcionamento interno destes sistemas e o desenvolvimento de um protótipo, precisamente com o objectivo de passar pelas mesmas dificuldades técnicas de desenvolvimento de um sistema de aviso de terreno de cobertura global, compreendo assim melhor o sistema como um todo e mais importante ainda, é o facto de ter proposto novas técnicas, especialmente na área da visualização em que se fez importantes extensões às funcionalidades mínimas propostas pela FAA, na área da algorítmica (Software) também se inovou, propondo um algoritmo de actualização da base de dados de terreno em memória simples e que requer pouca memória. O cálculo da previsão da trajectória da aeronave também é simplificado, não recorre a interacção com outros sistemas da aeronave, e demonstrou ser preciso.

Na área dos testes proponho a utilização do Flight Simulator para gerar os mesmos inputs de uma aeronave verdadeira que revelou ser uma plataforma de teste fiável e barata.

As técnicas que proponho, visam assim a implementação de sistemas de aviso de terreno em hardware mais simples, barato, robusto, mais económico (ponto de vista da energia) e mais importante: mais leve e mais pequeno. Permitindo assim por exemplo coisas inéditas como a implementação de um sistema de aviso de terreno em UAVs, em que algumas dezenas de gramas no peso fazem a diferença no tempo de voo e alguns mW a menos no consumo de energia fazem uma diferença ainda maior no peso das baterias necessárias para alimentar o sistema computacional de um UAV que já por si, é muito complexo (qualquer UAV tem 3 microprocessadores: no receptor de GPS, no Piloto Automático e no FMC). Penso por isso que fiz um valoroso e útil trabalho de investigação.

No que diz respeito á utilização de conhecimentos adquiridos ao longo do curso, quero salientar a utilidade da cadeira de gráfica computacional e da cadeira de opção que escolhi (Modelação e Visualização Tridimensional), além disso um Display tão elaborado com vários níveis de transformações de coordenadas (algumas não lineares) e todas as contas espaciais não teriam sido possíveis sem os conhecimentos das cadeiras de Mecânica Aplicada e Desempenho. É ainda de realçar a importância de Controlo, Estabilidade de Voo, Ensaios em Voo, Microprocessadores, Sistemas de Controlo de Trafego e Telecomunicações.

Para finalizar, desejo referenciar que um trabalho de engenharia não o seria de facto se não tivesse sido realmente concretizado e testado no seu ambiente: em Voo.

11. Dicionário de Acrónimos

A/C – Aircraft

CFIT – Controlled Flight Into Terrain

DAFIF – Digital Aeronautic Flight Information Files.

DTED – Digital Terrain Elevation Data

EGPWS – Enhanced Ground Proximity Warning System

FLTA – Forward Looking Terrain Alert

FMC – Flight Management Computer

GPS – Global Positioning System

GPWS – Ground Proximity Warning System

MFD – Multi-Functional Display

NGA - National Geospatial Intelligence Agency (former NIMA)

NIMA – National Imagery and Mapping Agency

PDA – Premature Descent Alert

SRTM – Shuttle RADAR Topography Mission

TAWS – Terrain Awareness and Warning System

UAV – Unmanned Aerial Vehicle

12. Bibliografia

- [1] Baldwin, J. ; Cassell, R. and Smith, A. – **GPS-Based Terrain Avoidance Systems – A solution for General Aviation Controlled Flight into Terrain.** – Presented at the Institute of Navigation, Anaheim Calif., 1995 www.rannoch.com/PDF/GPSCFIT.pdf.
- [2] Breen, Barry C. – **Controlled Flight Into Terrain and the Enhanced Ground Proximity Warning System** – IEEE AES Systems Magazine, January 1999.
- [3] Federal Aviation Administration – **Installation of Terrain Awareness and Warning System (TAWS) Approved for part 23 Airplanes.** Advisory Circular 6/14/00.
- [4] Gil, David - DG Void Killer Web Site – A tool for removing data voids from SRTM www.dgadv.com/dgvk - 2004
- [5] National Geospatial Intelligence Agency (former National Imagery and Mapping Agency) - **SRTM Documentation** – www.nga.mil - 11/05/2003
- [6] Glaab, Louis J.; Takallu, Mohammad A. - **Preliminary Effect of Synthetic Vision Systems Displays to Reduce Low-Visibility Loss of Control and Controlled Flight Into Terrain Accidents.** – 2002 SAE General Aviation Technology Conference & Exhibition, Wichita, Kansas - 2002.
- [7] Jarvis J. Arthur, III, Lawrence J. Prinzel, III, Lynda J. Kramer, Russell V. Parrish and Randall E. Bailey - **Flight Simulator Evaluation of Synthetic Vision Display Concepts to Prevent Controlled Flight into Terrain (CFIT)** - NASA/TP-2004-213008 – 2004.
- [8] B.W. Parkinson, M. O'Connor, K. Fitzgibbon. **Global Positioning System, Theory and Application**, Vol II Chapters 14 and 15. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 1995.
- [9] F. D. Nunes, **Folhas da Cadeira de Sistemas de Controlo de Trafego**, Licenciatura em Engenharia Aeroespacial, Departamento de Eng. Electrotécnica e Computadores, Instituto Superior Técnico, Janeiro de 2001.
- [10] Federal Aviation Administration – **Airborne Navigation Sensors Using the Global Positioning System (GPS) Augmented by the Wide Area Augmentation System (WAAS).** FAA Technical Standard Orders, TSO-C145
- [11] Federal Aviation Administration – **Terrain Awareness and Warning System.** FAA Technical Standard Orders, TSO-C151b, Dez 2002.
- [12] Dowson, Peter – FSUIPC & GPSOut - <http://www.schiratti.com/dowson.html>

13. Anexos

A 13.1 – CD-ROM com o trabalho: código fonte, executáveis, dados recolhidos, versão de demonstração, apresentação e video do voo efectuado.

A 13.2 - Descrição da base de dados de terreno SRTM.

A 13.3 – Normas da FAA para o TAWS.

A 13.4 – Especificações do receptor de GPS utilizado nos testes: Garmin Etrexx Venture.

A 13.5 - Acessórios e especificações do computador Versalagic Bobcat EPM-CPU-3s

Descrição da base de dados de terreno SRTM.

Normas da FAA para o TAWS.

Especificações do
receptor de GPS
utilizado nos
testes: Garmin
Etrexx Venture.

Acessórios e especificações do computador Versallogic Bobcat EPM-CPU-3s