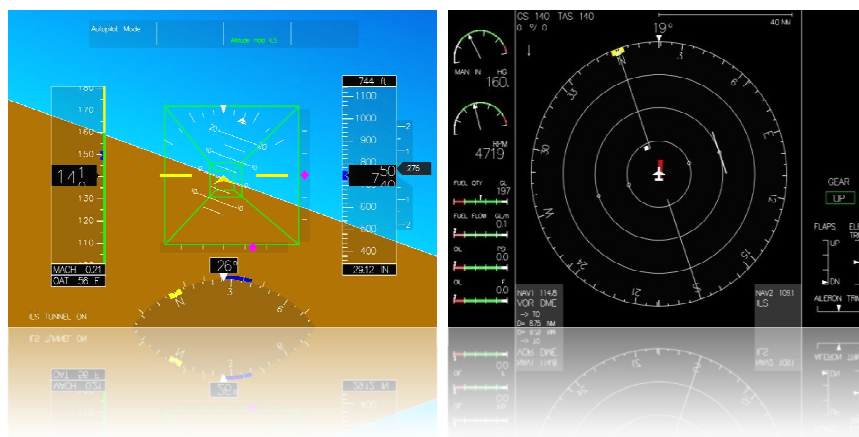




INSTITUTO SUPERIOR TÉCNICO
Universidade Técnica de Lisboa



Simulador de Voo de Investigação

Desenvolvimento e Integração do Módulo de Interface com o Piloto

João Paulo Costa da Silva Alves

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Aeroespacial

Júri

Presidente: Prof. Paulo Jorge Soares Gil (DEM)

Orientação: Prof. Agostinho Rui Alves da Fonseca (DEM)

Prof. José Raul Carreira Azinheira (DEM)

Vogais: Prof. Bertinho Manuel D' Andrade da Costa (DEEC)

Março de 2008

Aos meus pais

Resumo

Esta tese insere-se num projecto conjunto de desenvolvimento inicial de um Simulador de Voo de Investigação (SVI), de características modulares e flexíveis. O seu objectivo principal é o desenvolvimento do módulo responsável pela interface com o piloto. Esta interface compreende duas áreas distintas do simulador, os comandos e a visualização de informação.

Concretamente foram implementados: comandos genéricos de uma aeronave para as superfícies de controlo e motores; desenvolvimento de uma instrumentação PFD e ND; controladores PI e PID com Anti Wind-Up; pilotos automáticos de altitude, rumo e velocidade; sistemas de navegação DME, VOR e ILS; aterragem em túnel; interface gráfica para interacção com os sistemas de navegação.

Na criação dos sistemas de visualização de informação foram respeitadas as normas da circular da FAA AC 25-11. Utilizou-se o programa Microsoft Visual Studio Express C++ 2005 para a implementação da mesma recorrendo a bibliotecas OpenGL. Também foi desenvolvido um novo sistema de auxílio à aterragem em túnel. O restante software foi implementado com base no programa MATLAB, utilizando a ferramenta *Simulink* na criação de diagramas de blocos e o programa GUIDE no desenvolvimento de interfaces gráficas.

Finalmente, recorreu-se a um modelo dinâmico de uma aeronave para testes e avaliações do módulo, simulando diversos voos e aterragens utilizando o sistema em túnel criado. Apesar de se terem implementado ferramentas para uma aeronave específica em teste, todo o software foi construído para que facilmente se possa respeitar a flexibilidade do simulador.

Palavras-chave: Primary Flight Display; Navigation Display; Pilotos Automáticos; Distance Measure Equipment; VHF Omnidirectional Radio Range; Instrument Landing System.

Abstract

This thesis is part of a global project which main purpose is to develop a modular and flexible Research Flight Simulator (SVI). Its specific goal is to develop the module responsible for the interface between the pilot and the simulator. This is done by the controls and instrumentation.

Therefore, the following were implemented: generic commands to control an aircraft; electronic instrumentation type, divided in a PFD and a ND; PI and PID controllers with Anti Wind-Up; autopilots of altitude, heading and speed hold; navigation system consisted of DME, VOR and ILS tools; landing tunnel; graphical interface to manage the navigation systems.

The circular from FAA AC 25-11 was considered when creating the visualization systems, using the program Microsoft Visual Studio Express C++ 2005 through OpenGL libraries. It was also developed a new system to help in landing maneuvers, the landing tunnel. The rest of the software was implemented through MATLAB, using the *Simulink* tool in block diagrams manipulation and the GUIDE tool in the creation of a graphical interface.

Finally, it was used a dynamic model of an airplane to test and evaluate the module, during several simulations of flights and landings. Even though the module was intended to a specific aircraft, it was designed to be adaptable and therefore respect the flexibility of the simulator.

Keywords: Primary Flight Display; Navigation Display; Autopilots; Distance Measure Equipment; VHF Omnidirectional Radio Range; Instrument Landing System.

Índice

Resumo	i
Abstract	ii
Índice	iii
Lista de Tabelas	viii
Lista de Acrónimos	ix
Lista de Símbolos	x
Capítulo 1	
Introdução	1
1.1. Enquadramento	1
1.2. Objectivo do trabalho e motivação	2
1.3. Estrutura da tese	2
Capítulo 2	
Simulação de Voo	4
2.1. Estado da arte	4
2.2. Tipos de simuladores	6
2.3. Vantagens dos simuladores	7
2.4. Comportamento de um piloto num simulador	8
2.5. Estrutura de um Simulador de Voo	9
2.6. Comunicação entre os módulos	10
Capítulo 3	
Módulo de Interface com o Piloto	12
3.1. Introdução ao módulo	12
3.2. Comandos	13
3.3. Sistemas de Visualização de Informação	15
3.3.1. Evolução	15
3.3.2. Sistema EFIS	16

3.4.	Requisitos	19
Capítulo 4		
	Implementação do módulo	21
4.1.	Módulo de interface em ambiente <i>Simulink</i>	21
4.1.1.	Comandos (Flight Controls).....	22
4.1.2.	Controlo e Pilotos Automáticos (Autopilots - Lateral and Longitudinal Control).....	23
4.1.3.	Sistemas de Navegação (Navigation Systems)	26
4.1.3.1	Referenciais	26
4.1.3.2	Rádio Ajudas: DME/VOR.....	28
4.1.3.3	Rádio Ajuda: ILS	30
4.1.4.	Ligação ao Sistema EFIS (EFIS Data)	32
4.2.	EFIS - Electronic Flight Instrument System	33
4.2.1.	Comunicação com o <i>Simulink</i>	33
4.2.2.	Implementação em OpenGL.....	34
4.2.3.	Da Circular FAA AC 25-11 à Concepção Gráfica.....	35
4.2.4.	Primary Flight Display	37
4.2.5.	Túnel ILS.....	40
4.2.6.	Navigation Display	40
4.2.7.	Ficheiros de Configuração Inicial.....	42
4.3.	Interface Gráfica com o utilizador	43
Capítulo 5		
	Avaliação operacional do módulo	46
5.1.	Testes de comunicação.....	46
5.2.	Ambiente de Simulação Implementado	47
5.3.	Testes do Sistema Implementado	49
5.3.1.	Testes dos Comandos: Ângulos de Rolamento e Picada	49
5.3.2.	Testes dos Pilotos Automáticos: P/A de Altitude.....	50
5.3.3.	Testes dos Pilotos Automáticos: P/A de Rumo	51
5.3.4.	Testes dos Pilotos Automáticos: P/A de Velocidade.....	51
5.3.5.	Testes dos Sistemas EFIS e de Navegação	52

5.3.5.1. Sistemas de Navegação VOR/DME no ND.....	52
5.3.5.2. Sistema ILS no PFD e no ND	53
Capítulo 6	
Conclusões e propostas de trabalho futuro.....	55
6.1. Conclusões	55
6.2. Sugestões para trabalho futuro	55
ANEXOS.....	60
ANEXO A	
Eixos de Referência e Coordenadas	61
A.1 Sistema Roll Pitch Yaw	61
A.2 Sistema North East Down	62
A.3 Sistema WGS84	62
A.4 Conversão de referenciais ECEF para NED	63
ANEXO B	
Ajudas à Navegação	65
B.1 Sistema DME.....	65
B.2 Sistema VOR	65
B.3 Sistema ILS	66
ANEXO C	
Blocos do módulo de Interface com o Piloto	68
ANEXO D	
Aeronave Simulada	72
D.1 Modelo da Aeronave em <i>Simulink</i>	72
D.2 Parâmetros da Aeronave.....	72
ANEXO E	
Manual de Instalação e de Operação do Sistema EFIS SVI	74

Lista de Figuras

Figura 1.1. Plataforma de movimento do SVI.	1
Figura 2.1 Instalações do VMS.	4
Figura 2.2 Interior de uma I-CAB.	4
Figura 2.3 SIMONA.	5
Figura 2.4 Interior da Cabine do SIMONA.	5
Figura 2.5 Fluxo de informação no SVI.	10
Figura 3.1. Módulo de Interface com o Piloto.	12
Figura 3.2. Superfícies de controlo de uma aeronave.	13
Figura 3.3. Controlos CH do simulador.	14
Figura 3.4. Instrumentação clássica.	16
Figura 3.5. Cockpit do Airbus A380.	16
Figura 3.6. Sistema EFIS.	17
Figura 3.7. Garmin G1000.	18
Figura 3.8. Esquema do Módulo de Interface.	19
Figura 4.1. Blocos do Módulo de Interface com o Piloto.	21
Figura 4.2. Controlador PI com Anti Wind-Up.	23
Figura 4.3. Controlador PID com Anti Wind-Up.	24
Figura 4.4. Piloto automático de Altitude.	25
Figura 4.5. Piloto automático de Velocidade.	25
Figura 4.6. Sistemas de coordenadas.	27
Figura 4.7. Sistema VOR [24].	29
Figura 4.8. Sistema ILS, antena localizer [24].	30
Figura 4.9. Sistema ILS com as antenas localizer e glideslope [24].	31
Figura 4.10. Blocos do Sistema EFIS.	32
Figura 4.11. Bloco <i>To Instrument</i>	33
Figura 4.12. Primary Flight Display.	38
Figura 4.13. Coluna da velocidade.	39
Figura 4.14. Coluna da altitude.	39
Figura 4.15. Rumo e ângulo de derrapagem.	39
Figura 4.16. Aviso de ângulo de picada excessivo.	39
Figura 4.17. Navigation Display.	41
Figura 4.18. Modo ARC do ND.	42

Figura 4.19. Configurações iniciais do PFD.	43
Figura 4.20. Configurações iniciais do ND.	43
Figura 4.21. Interface GUI.	44
Figura 4.22. Comandos na interface GUI.	44
Figura 5.1. Blocos para a simulação SVI.	46
Figura 5.2. Modo de teste do PFD.	47
Figura 5.3. Modo de teste do PFD.	47
Figura 5.4. Aeronave simulada Navion.	47
Figura 5.5. Blocos de comunicação com o FlightGear.	48
Figura 5.6. Aeroporto de Lisboa Pista 03.	48
Figura 5.7. Resposta do ângulo de picada a diversos escalões.	49
Figura 5.8. Resposta do ângulo de rolamento a diversos escalões.	49
Figura 5.9. Resposta do ângulo de picada a uma onda quadrada.	49
Figura 5.10. Resposta do ângulo de rolamento a uma onda quadrada.	49
Figura 5.11. Subida dos 2000 para os 2500 m.	50
Figura 5.12. Descida dos 2000 para os 1000 m.	50
Figura 5.13. Voo a diferentes altitudes.	50
Figura 5.14. Mudança de rumo de Norte para Sul.	51
Figura 5.15. Diversas alterações de rumo.	51
Figura 5.16. Aumento da velocidade 75 m/s para os 95 m/s.	51
Figura 5.17. Simulação a várias velocidades.	51
Figura 5.18. Sistema VOR, radial 286°.	52
Figura 5.19. Sistema VOR, radial 226°.	52
Figura 5.20. Aterragem fora dos desvios ILS mínimos.	53
Figura 5.21. Aterragem dentro dos desvios ILS mínimos.	53
Figura 5.22. ND numa aproximação.	54
Figura 5.23. Aproximação à pista seguindo o túnel.	54
Figura 5.24. Chegada à pista.	54
Figura 6.1. Sistema SVS TIS.	56
Figura 6.2. Sistema HUD.	56
Figura A.1. Referencial da aeronave RPY.	62
Figura A.2. Ângulos de ataque e derrapagem.	62
Figura A.3. Referencial NED.	63
Figura A.4. Modelo elipsóide WGS84.	63

Figura C.1. Bloco dos Comandos.	68
Figura C.2. Bloco da Navegação.	69
Figura C.3.1. Bloco dos pilotos automáticos.	70
Figura C.3.2. Bloco dos pilotos automáticos.	71
Figura D.1. Modelo <i>Simulink</i> da Aeronave Simulada.	73

Lista de Tabelas

Tabela 3.1. Requisitos do Módulo de Interface.	20
Tabela A.1. Parâmetros WGS84.	62
Tabela D.1. Parâmetros da aeronave Navion.	73
Tabela E.1. Entradas e saídas do módulo em <i>Simulink</i>	74
Tabela E.2. Atalhos para o teclado do PFD.	75
Tabela E.3. Atalhos para o teclado do ND.	75

Lista de Acrónimos

SVI	Simulador de Voo de Investigação
EFIS	Electronic Flight Instrument System
PFD	Primary Flight Display
ND	Navigation Display
GLU	OpenGL Utility Library
GLUT	OpenGL Utility Toolkit
DME	Distance Measurement Equipment
ILS	Instrument Landing System
VHF	Very High Frequency
VOR	VHF Omnidirectional Radio Range
FAA	Federal Aviation Administration
UDP	User Datagram Protocol
NED	Referencial North East Down
MSL	Mean Sea Level

Lista de Símbolos

δ_E	Deflexão do leme de profundidade da aeronave
δ_A	Deflexão dos ailerons da aeronave
δ_R	Deflexão do leme de direcção da aeronave
δ_T	Força propulsiva da aeronave
θ	Ângulo de picada da aeronave
ϕ	Ângulo de rolamento da aeronave
ψ	Ângulo de rumo da aeronave
Lat	Latitude Geodésica da aeronave
Lon	Longitude Geodésica da aeronave
Alt	Altitude referente ao nível médio das águas do mar MSL da aeronave
x_e	Componente Norte da posição da aeronave
y_e	Componente Este da posição da aeronave
H	Altitude da aeronave MSL
x_{DME}	Componente Norte da posição da estação DME
y_{DME}	Componente Este da posição da estação DME
R_{DME}	Distância da aeronave à estação DME
x_{vor}	Componente Norte da posição da estação VOR
y_{vor}	Componente Este da posição da estação VOR
Γ_{vor}	Desvio angular em relação à radial da estação VOR
CD	Course Datum, radial pretendida da estação VOR
QDR	Radial da aeronave em relação à estação VOR
R_{vor}	Distância da aeronave à estação VOR
x_{RW}	Componente Norte da pista de aterragem
y_{RW}	Componente Este da pista de aterragem
H_{RW}	Altitude da pista de aterragem MSL
ψ_{RW}	Rumo da pista de aterragem
x_f	Coordenada da aeronave no referencial da pista de aterragem
y_f	Coordenada da aeronave no referencial da pista de aterragem
H_f	Altitude da aeronave em relação à pista de aterragem
x_{loc}	Posição da antena Localizer ao longo da pista de aterragem
R_{loc}	Distância da aeronave à antena Localizer
d_{loc}	Distância da aeronave à antena Localizer

Γ_{loc}	Desvio angular entre a aeronave e o feixe da antena Localizer
x_{gs}	Posição da antena Glideslope ao longo da pista de aterragem
y_{gs}	Posição da antena Glideslope perpendicularmente à pista de aterragem
R_{gs}	Distância da aeronave à antena Glideslope
ε_{gs}	Desvio angular entre a aeronave e o feixe da antena Glideslope
γ_{gs}	Ângulo do feixe da antena Glideslope
d_{gs}	Distância da aeronave à antena Glideslope
TAS	Velocidade verdadeira (<i>True Airspeed</i>) da aeronave
OAT	Temperatura exterior (<i>Outside Air Temperature</i>)
$Mach$	Número de Mach
p_{stat}	Pressão estática
MAP	Pressão interna do colector de admissão do motor (<i>Manifold Absolut Pressure</i>)
Ω_{eng}	Velocidade do motor
m_{fue}	Quantidade de combustível da aeronave

Capítulo 1

Introdução

1.1. Enquadramento

O Simulador de Voo de Investigação (SVI) é um projecto do Instituto Superior Técnico que foi sugerido como Tese de Mestrado Integrado a um grupo de alunos de Engenharia Aeroespacial. O simulador está a ser desenvolvido de raiz nas instalações do Pavilhão de Mecânica III do IST e o seu desenvolvimento assenta em quatro áreas distintas, também conhecidas como os módulos do simulador.

Esta tese desenvolve uma dessas áreas, concretamente o módulo de interface entre o piloto e o simulador. Actualmente outro módulo, referente à sugestão de movimento foi objecto de estudo de uma outra dissertação [27] e encontra-se desenvolvido e operacional. Através de um algoritmo de sugestão de movimento implementado e com um protocolo de comunicação específico, é já possível reproduzir diversos movimentos na plataforma de movimento do SVI, presente na Figura. 1.1.



Figura 1.1. Plataforma de movimento do SVI.

As outras duas áreas estão em fase de desenvolvimento e consistem na implementação do modelo dinâmico da aeronave a simular e na geração do ambiente exterior ao cockpit. A dinâmica da aeronave irá ser gerada através das suas equações de movimento, tendo em conta fenómenos aerodinâmicos, propulsivos e condições atmosféricas a simular. O ambiente exterior irá ser recriado utilizando um software *opensource* para gerar ambientes gráficos 3D e efeitos sonoros.

Pretende-se que quando todas as áreas estejam concluídas o simulador esteja operacional.

1.2. Objectivo do trabalho e motivação

O SVI encontra-se numa fase inicial de desenvolvimento e está a ser estruturado de um modo modular e flexível, permitindo que futuramente sejam realizados melhoramentos e actualizações. Além da vertente de engenharia e investigação associadas a este simulador, também é pretendido que contribua para que alunos do Mestrado em Engenharia Aeroespacial do IST possam continuar este projecto e aplicar de um modo prático os conceitos adquiridos ao longo do curso.

Através da simulação é possível recriar condições onde se testem situações críticas de modo a avaliar o comportamento e reacções do piloto. Esta tese assume um papel fundamental nesse aspecto pois o seu objectivo é fornecer uma interface entre o piloto e o simulador. Esta interface é realizada através dos comandos e de sistemas de visualização de informação presentes no cockpit. É considerada uma área com grande relevância, tendo em conta os resultados que pode fornecer no aumento da segurança da aviação. A principal causa de acidentes na aviação encontra-se associada à perda de controlo da aeronave por parte do piloto [47] e apesar de muitos sistemas aviónicos existirem para melhorar o estado de percepção do piloto, muitos apresentam a informação de uma forma própria e independente, levando a uma fragmentação da mesma. Como solução, tem-se apostado na conjugação da informação presente no cockpit, de modo a indicar ao piloto os dados relevantes e diminuir a sua carga mental no processo de reunir informações para a tomada de decisões. Este trabalho surge nesse contexto, procurando e analisando novas formas de melhorar a interface com o piloto, tendo presente que é parte constituinte do simulador.

Como ferramenta principal para desenvolvimento de software utiliza-se o programa MATLAB devido à sua interface gráfica intuitiva, simplicidade e adequação ao problema. Recorre-se também à programação em linguagem C com o programa Microsoft Visual Studio 2005 para utilizar bibliotecas gráficas OpenGL na criação dos sistemas de visualização de informação.

1.3. Estrutura da tese

A tese encontra-se estruturada da seguinte forma. O Capítulo 2 aborda a simulação de voo de uma forma geral. Expõe um conjunto de informações sobre a simulação de voo, começando por realçar o “estado da arte” da simulação em 2.1, mostrando nas secções 2.2 e 2.3 os tipos de simuladores que podem ser distinguidos de acordo com as suas características e vantagens que apresentam. Na secção 2.4 é abordado o comportamento do piloto num simulador, realçando o conceito de fidelidade de um simulador. A secção 2.5 apresenta a estrutura geral de um simulador de voo e, em particular, a estrutura adoptada para o SVI, onde são distinguidos os vários módulos independentes que constituem o simulador. Na secção 2.6 revelam-se os protocolos e as metodologias utilizadas na comunicação entre estes mesmos módulos.

O Capítulo 3 incide no tema concreto desta tese, ou seja, o Módulo de Interface com o Piloto. A secção 3.1 expõe de um modo geral a problemática associada a este módulo. Na secção 3.2 descrevem-se de forma sumária os comandos a bordo de uma aeronave e os sistemas de visualização de informação (EFIS) que se pretendem instalar no simulador. Na secção 3.4 são apresentados os requisitos para a instalação do módulo.

O Capítulo 4 descreve a implementação do módulo. Começa em 4.1 por descrever como este é implementado em ambiente *Simulink* e em 4.2 descreve como foram implementados os blocos responsáveis pelos comandos, pelos pilotos automáticos e pela navegação, salientando as rádio ajudas. Em 4.3 é apresentada a solução gráfica EFIS criada e em 4.4 a interface criada para gerir o módulo e seu o sistema de navegação.

No Capítulo 5 são realizados alguns testes operacionais para testar a validade do módulo. Em 5.1 são testadas as comunicações com o módulo e em 5.2 é descrito o ambiente de simulação usado nos testes. Na secção 5.3 são mostradas respostas de uma aeronave simulada, destacando os pilotos automáticos criados. Na secção 5.4 testa-se o sistema de visualização de informação usando o sistema VOR/DME e o sistema ILS com a aterragem em túnel.

Finalmente no Capítulo 6, são apresentadas as conclusões e sugestões propostas para trabalhos futuros tendo em conta o trabalho desenvolvido.

Capítulo 2

Simulação de Voo

2.1. Estado da arte

Considerando o estado inicial do SVI, dois simuladores servem de referência no domínio da investigação e simulação do voo.

O primeiro é o Vertical Motion Simulator (VMS) da NASA no centro de investigação Ames na Califórnia [45]. Começou a funcionar por volta de 1970 e possui características impressionantes, sendo dos mais avançados e maiores do mundo. Um dos destaques deste simulador é a sua capacidade de movimento em 6 graus de liberdade, com cursos de 18 m em termos verticais e com 12 m em termos horizontais. Esta liberdade de movimento permite estudar os casos mais complexos no domínio da simulação como helicópteros, aeronaves Vertical / Short Take-off and Landing (V/STOL) e ainda o estudo das fases mais críticas de voo como aterragens e aproximações. Através da Figura 2.1 é possível ter uma noção das suas instalações e dimensões.



Figura 2.1. Instalações do VMS.



Figura 2.2. Interior de uma I-CAB.

Outra característica a realçar neste simulador são as cabines comutáveis, as I-CABS [44]. Existindo 5 destas cabines para promover a rapidez na transição de simulações, é possível simular qualquer interior de uma aeronave. O peso das cabines é variável, podendo atingir valores como 70

toneladas. A construção das cabines segue essencialmente a mesma estrutura, cumprindo requisitos a nível das interfaces eléctricas, mecânicas e hidráulicas. No interior destas cabines, presente na Figura 2.2, realiza-se a visualização gráfica do exterior e a simulação de instrumentação recorrendo a ecrãs onde se pode ter os habituais painéis de instrumentos presentes na aviação moderna.

O segundo simulador que serve de referência começou a ser desenvolvido por volta de 1992, encontra-se na Delft University of Technology e é conhecido por SIMONA [46]. Esta sigla consiste na abreviatura das três principais áreas que este simulador cobre, a simulação, o movimento e a navegação.

Apresentando um movimento também com seis graus de liberdade, o simulador é essencialmente constituído por seis actuadores servo hidráulicos responsáveis pelo movimento e por uma cabine feita de materiais leves (TWARON e carbono) como se pode observar na Figura 2.3. O uso deste tipo de materiais confere a este simulador um baixo centro de gravidade e um peso bastante inferior quando comparado com os simuladores convencionais. Deste modo adquirem-se facilidades no movimento, dado que a cabine apresenta um peso na ordem das 4 toneladas quando comparado às 12 / 15 toneladas apresentadas por simuladores tradicionais referidos em [42].

No interior da cabine como se pode visualizar na Figura 2.4, o ambiente exterior é simulado utilizando projectores e a instrumentação é visualizada em vários ecrãs que permitem simular diversos instrumentos.



Figura 2.3. SIMONA.



Figura 2.4. Interior da Cabine do SIMONA.

Comparando com o simulador VMS, este simulador pertence a uma realidade mais próxima, dado que foi desenvolvido num ambiente universitário, onde alunos participam no seu desenvolvimento. Em termos de referência para a construção do SVI é um simulador que será sempre tido em conta, até porque foi desenvolvido de um modo altamente modular, tal como se está a realizar no SVI.

2.2. Tipos de simuladores

Diversas áreas de aplicação podem ser reconhecidas segundo Advani [35].

- **Simuladores de engenharia** – São utilizados para avaliar as características de um veículo. No desenvolvimento de uma nova aeronave, utiliza-se o simulador durante o processo de desenho, devido à sua capacidade de prever possíveis problemas e possibilitar uma passagem mais segura para a fase de voo. Recorrendo à simulação é possível obter grandes reduções em testes de voo e, consequentemente reduções de custos e maior rapidez na obtenção de certificações [34]. A maioria dos simuladores de engenharia são de base fixa, não tendo uma plataforma de movimento, uma vez que as sensações de movimento nem sempre são consideradas importantes e necessárias.

Contudo, o sistema de movimento é fundamental para prever qualidades de manobrabilidade, e estudar como por exemplo o Pilot Induced Oscillation (PIO) [36]. Os modos de baixa frequência de uma aeronave podem ser também apropriadamente amortecidos com a utilização de um sistema de movimento, enquanto as vibrações de alta frequência amplificadas pelos comandos do piloto (frequentemente ligadas à aeroelasticidade da aeronave) podem normalmente ser detectadas apenas se o algoritmo de produção de movimento não alterar esses mesmos modos.

- **Simuladores de treino** – São usados no treino de pilotos tanto em termos de procedimentos (gestão de voo) como em tarefas básicas de destreza (controlo manual). Em aplicações militares o treino de procedimentos é normalmente realizado em simuladores de base fixa. O treino de destreza é maioritariamente realizado em voo, uma vez que a discrepância entre o simulador e a aeronave é considerável em manobras extremas. Na aviação comercial, o estímulo económico dos simuladores de base móvel em relação às horas em voo efectivo sobrepõem-se e muitas horas são realizadas em treino de simulador. Revalidações de proficiência e treino de recorrência, isto é, exames e transferências para outro tipo de aeronave, são permitidos pelas autoridades reguladoras sem ser necessário voo efectivo, para pilotos com mais de 500 horas de experiência em aeronaves da mesma classe ou 1500 (Europa) a 2500 (USA) no total [33]. Há uma tendência de redução destes números de horas exigidas [37], o que permite o chamado treino Zero Flight Time (ZFT), mas o exacto conhecimento da fidelidade requerida para o simulador é ainda uma incógnita.

Em termos gerais, os simuladores comerciais de treino de tripulações na Europa são qualificados pela Joint Aviation Authorities (JAA) em nível A, B, C ou D, de acordo com as suas especificações técnicas [9].

- **Simuladores de investigação** – São usados no estudo fundamental da interacção piloto/veículo e na investigação da percepção humana. Este tipo de simuladores, na maioria

das vezes, requer um elevado nível de desempenho do sistema de movimento, uma vez que as sensações de movimento são essenciais na tarefa de controlo manual [38].

Para além desta aplicação científica fundamental, este tipo de simulador de voo tem também demonstrado valor na investigação de acidentes [34]. Simuladores de investigação são utilizados para estudar as circunstâncias em que ocorreram incidentes devidos a turbulência em ar limpo (clear air turbulence) e outros tipos de turbulência severa como rajadas, e têm fornecido mais estratégias benéficas de controlo e melhorias em termos de procedimentos operacionais.

2.3. Vantagens dos simuladores

A simulação do voo possui diversas vantagens quando comparado com o voo real [34] .

- **Custo/benefício** – O investimento inicial e o custo associado à operação de um simulador de voo, embora não seja um valor relativamente baixo, consegue ter uma ordem de grandeza bastante menor quando comparado com a maioria das aeronaves reais. Além disso, treinar e efectuar estudos num simulador consegue ser vantajoso na simulação de cenários, onde por exemplo se pretenda testar os limites da aeronave simulada.
- **Segurança** – O simulador permite realizar de uma forma segura testes e treinos simulando situações perigosas, que podem ocorrer em voo real. Simuladores de treino podem de modo fácil e seguro ser usados para confrontar os pilotos com os melhores procedimentos operacionais para circunstâncias anormais. Pilotos inexperientes podem adquirir um conjunto de competências motoras e procedimentos necessários, evitando o risco de o fazerem no ar. Muitos potenciais erros de desenho podem ser detectados em antecipação. A análise de acidentes em detalhe com um simulador contribui também para a segurança de voo. Um último aspecto de segurança indirecta é o compromisso custo/benefício, que permite um muito completo e ainda assim praticável programa de treino de tripulações.
- **Considerações ambientais** – Obviamente, um simulador irá ter um impacto muito menor no ambiente fazendo com que uma considerável quantidade de querosene não seja queimado para o ar. Indirectamente, operações de voo menos nocivas para o ambiente podem ser treinadas num simulador.

O simulador pretende simular um ambiente que proporcione os melhores e mais efectivos resultados em treino e testes [33], [39]. Para se alcançarem resultados eficazes, deve ser considerado como uma ferramenta de treino e teste, em vez de ser apenas visto como um substituto a uma aeronave [37].

Um simulador permite também avaliar de modo objectivo diferentes indivíduos perante condições semelhantes. Podem ser realizados testes específicos, simulando por exemplo determinadas condições atmosféricas ou um determinado aeroporto.

2.4. Comportamento de um piloto num simulador

O comportamento do piloto num simulador é assunto de larga discussão. A questão se as suas acções e reacções são idênticas às que teria numa situação real traduzem-se na fidelidade e na própria capacidade de um simulador produzir resultados concretos [43].

Este conceito de fidelidade, estando intrinsecamente ligado ao comportamento do piloto, requer avaliações qualitativas e quantitativas. Estas podem ser realizadas recorrendo a inquéritos a grupos de pilotos tendo em conta a sua experiência e pericia, ou pela comparação de comportamentos em situações simuladas e situações reais. Contudo deve ter-se em conta o ambiente fornecido pela interface ao piloto, pois este é responsável pela parecença com a realidade de cockpits de modo a o próprio piloto estar familiarizado com a aeronave a simular.

Outros factores entram também em conta, como o movimento limitado que o simulador oferece, e o modelo dinâmico adoptado para a aeronave a simular. O simulador será tão eficiente quanto os dados que contém, isto é, a qualidade do modelo que representa a aeronave e o ambiente de voo que é simulado.

Em 2003 o projecto Fidelity Experiment Program [41] da universidade TU Delft levou a cabo um estudo cujo objectivo era a comparação do comportamento de quatro pilotos num avião Cessna Citation II e no simulador SIMONA (SRS). O objectivo deste teste em ambos os casos era que o piloto seguisse um determinado curso presente num ecrã LCD. Os dados recolhidos foram usados para obter uma descrição da resposta do piloto no domínio da frequência. Foram usados diversos filtros de movimento no simulador, de modo a simular diversas condições.

Os primeiros resultados demonstraram que a quantidade de movimento é de grande influência para a impressão subjectiva do piloto. Objectivamente, nenhuma ou poucas diferenças foram encontradas na comparação do comportamento no avião real versus simulador. A surpresa deste estudo residiu no facto de os pilotos se comportaram de modo idêntico no simulador, com ou sem movimento quando comparados à situação real. A indução de sensações de movimento no piloto poderá não ser então um factor tão determinante no seu comportamento e assim ser possível explicar o sucesso de simuladores sem plataforma de movimento.

2.5. Estrutura de um Simulador de Voo

O ambiente de um Simulador de Voo é gerado de forma complexa. Os sistemas responsáveis pela geração deste ambiente são de uma forma genérica os seguintes:

- **Interior** – Corresponde ao ambiente estático no interior da cabine que preferencialmente deve ser semelhante ao da aeronave simulada.
- **Sistema visual** – O exterior, ou seja, a perspectiva de vista de janela, é simulado através de um sistema de geração de imagem. A imagem é geralmente projectada por um espelho convexo situado na parte da frente da cabine de simulação, por sistemas de projectores/telas ou por um conjunto de ecrãs a que correspondem diversas vistas.
- **Instrumentos** – A instrumentação presente na cabine fornece informação relativamente ao estado do veículo simulado e essa informação deve ser activamente actualizada, tal como acontece no voo real.
- **Sistema de movimento** – O movimento inercial requerido, ou seja, as acelerações efectivas do sistema, que são geradas até a um certo limite, de modo a mover a cabine de simulação recorrendo a uma plataforma de movimento.
- **Cargas de controlo** – Os controlos do veículo respondem a uma entrada do piloto através de retorno de forças, o que reflecte algumas das forças exteriores que actuam no veículo, como por exemplo, a força aerodinâmica no leme de direcção, etc. Estas forças têm de ser geradas artificialmente e, nesse caso, chamadas de carga de controlo (control loading) num simulador ou em veículos onde os controlos funcionam electricamente (fly-by-wire) [30].
- **Sistema de som** – A geração do som contribui de forma significativa para tornar a simulação mais próxima da realidade. Em alguns casos, o sistema de som pode mesmo camuflar o ruído parasita causado por outros sistemas do simulador [40].

Convém realçar que o objectivo destes sistemas é fornecer condições que se assemelham a condições de voo reais.

No caso do SVI realizou-se uma divisão própria, que procura abranger as divisões expostas anteriormente. A divisão assenta em quatro módulos base, cada um deles com a sua função e objectivo:

- **Módulo da dinâmica de voo** - Onde é desenvolvido o modelo da dinâmica da aeronave a simular [26]. Este módulo pretende ser no futuro o mais abrangente possível em relação às aeronaves que se simulem e funciona como o elo de ligação entre todos os outros módulos do simulador.
- **Módulo de sugestão do movimento** - Pretende recriar o mais fielmente possível, as sensações reais de voo devidas ao movimento da aeronave, nomeadamente sensações de atitude e aceleração, através de um algoritmo de sugestão de movimento [27].

- **Módulo de simulação visual e sonora** - Gera e actualiza a imagem adequada à posição da aeronave [29], recorrendo ao simulador de voo *opensource* FlightGear para gerar as imagens vistas do exterior do cockpit.
- **Módulo de interface com o piloto** - Este módulo, trabalho da presente tese, é responsável pela geração do “ambiente” no interior da cabine do piloto (cockpit da aeronave). De um modo geral consiste em sistemas de visualização da informação e comandos, que estão em comunicação directa com o módulo da dinâmica de voo.

2.6. Comunicação entre os módulos

A comunicação entre os módulos é estabelecida utilizando uma ligação Ethernet entre todos os computadores utilizados, fazendo uso de um Hub de rede. Utiliza-se o User Datagram Protocol (UDP) [22]. Este protocolo é normalmente utilizado por aplicações que exigem um transporte rápido e contínuo de dados entre equipamentos. Enquanto no protocolo TCP é dado prioridade à conexão e à chegada correcta dos dados ao ponto de destino, o UDP não verifica o recebimento e a integridade dos dados enviados. No entanto, a maior simplicidade do UDP faz com que este protocolo apresente ganhos na velocidade de transmissão e recepção de dados.

O fluxo de informação parte essencialmente do módulo da dinâmica para os restantes módulos como se pode observar na Fig. 2.5. Este módulo processa toda a informação relativa ao estado da aeronave, enviando não só dados provenientes dos seus sensores assim como todos os dados necessários para o funcionamento dos restantes módulos.

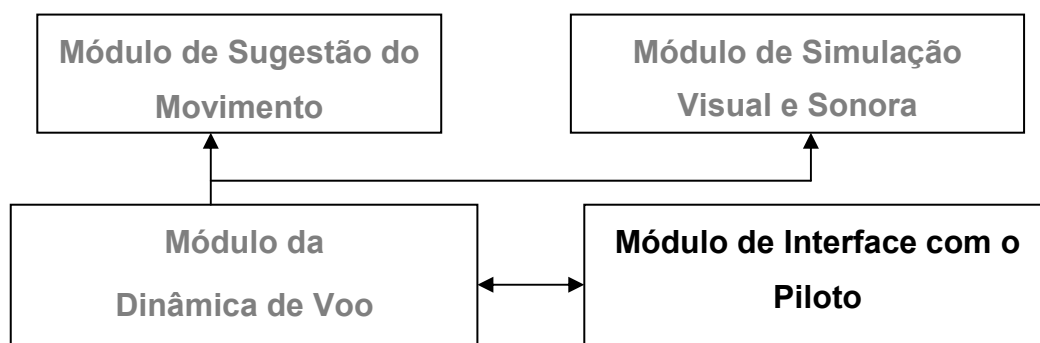


Figura 2.5. Fluxo de informação no SVI.

O módulo de sugestão do movimento recebe os dados relativos a acelerações e velocidades angulares no referencial da aeronave, e através de um algoritmo de movimento traduz a própria dinâmica da aeronave em movimentos da plataforma de movimento utilizada no SVI.

O módulo de simulação visual e sonora necessita de informação relativa à posição da aeronave para simular o ambiente externo. Recorre também as suas acelerações para simular a aeronave e pode introduzir um realismo extra à simulação com a visualização da aeronave específica a simular, assim como da sua configuração a nível de flaps, trem e outros componentes alteráveis.

Por fim o módulo de interface com o piloto é o único que tem uma comunicação bidireccional com o módulo da dinâmica. Recebe os dados necessários para serem apresentados nos indicadores, que serão implementados. Envia os comandos para controlar a simulação através das entradas do módulo da dinâmica, que correspondem maioritariamente às deflexões das principais superfícies de controlo da aeronave.

Capítulo 3

Módulo de Interface com o Piloto

3.1. Introdução ao módulo

A interface com o piloto no SVI tem lugar no cockpit do mesmo e reside em duas áreas principais, os comandos fornecidos ao piloto como a manche, pedais, e comandos do motor e o modo como a informação relativa ao estado da aeronave é apresentada ao piloto através de indicadores. Este módulo constitui o elo de ligação entre o piloto e o módulo da dinâmica que se encontra a ser desenvolvido [18], como se pode verificar na Fig. 3.1. Torna-se possível desenvolver os dois independentemente um do outro desde que se garanta as entradas e saídas de cada um.



Figura 3.1. Módulo de Interface com o Piloto.

Na implementação dos comandos é pretendido que estes sejam tão genéricos quanto possível, permitindo simular diversas aeronaves. Além de controlarem as diversas superfícies de controlo têm que permitir a sua parametrização conforme a aeronave que se esteja a simular.

Relativamente à apresentação da informação nos indicadores, esta vai de encontro à instrumentação electrónica que é usada nos mais modernos simuladores [45] [46]. Pretende-se que esta seja flexível, dado que diversos instrumentos deverão ser conjugados graficamente em ecrãs LCD que com maior facilidade se podem instalar no simulador. Para a sua concepção consultam-se as normas da circular da Federal Aviation Administration (FAA) AC 25-11 [10]¹ que descreve o modo como a informação deve ser apresentada em sistemas electrónicos de visualização.

¹ FAA AC 25 – 11. Circular técnica de informação em conformidade com os requisitos do Título 14, Código dos Regulamentos Federais (CFR), parte 25, para o desenho, instalação, integração e aprovação de instrumentação electrónica de voo, componentes e sistemas instalados em aeronaves de transporte.

3.2. Comandos

De um modo geral os comandos de uma aeronave podem ser divididos em dois grupos, os primários e os secundários [29]. Os primeiros permitem controlar as principais superfícies de controlo (ailerons, leme de profundidade e leme de direcção) e também permitem controlar a força propulsiva da aeronave através dos motores. Os secundários servem essencialmente para melhorar o desempenho da aeronave e para libertar o piloto de excessivas forças de controlo. As principais superfícies de controlo podem ser observadas na Fig. 3.2.

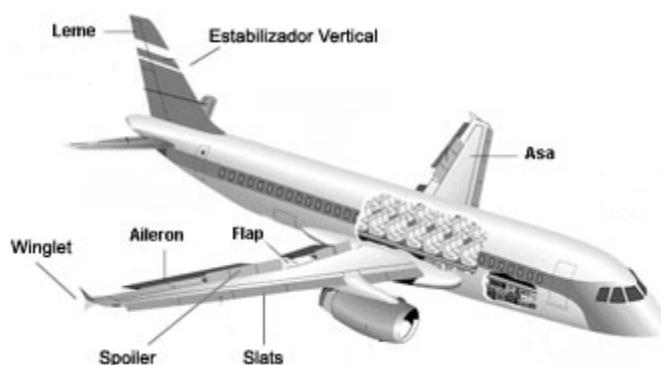


Figura 3.2. Superfícies de controlo de uma aeronave.

Exemplos de comandos primários são a manche, sidestick e pedais. A manche ou um sidestick de um avião permite controlar as deflexões do leme de profundidade e dos ailerons, controlando a aeronave no seu eixo transversal através do movimento de picada e no seu eixo longitudinal através do seu movimento de rolamento. Os pedais controlam o leme de direcção, controlando a aeronave no seu eixo vertical. Relativamente ao controlo dos motores, estes dependem como é óbvio do tipo de motores da aeronave mas é normal existir o controlo do throttle que ajusta o nível de potência do motor e o controlo da mistura que define a quantidade de mistura de ar mais combustível presente. O passo da hélice também pode estar presente permitindo o controlo do ângulo de ataque das pás do motor.

Quanto aos comandos secundários de uma aeronave, estes permitem usar outras superfícies de controlo para melhorar a performance desta. Os flaps pertencem a esta categoria, são dispositivos hiper-sustentadores que favorecem a sustentação a baixas velocidades, usados geralmente em situações de aterragem e descolagem. Outros dispositivos hiper-sustentadores são as fendas fixas e móveis (slots e slats) que favorecem a sustentação a ângulos críticos da aeronave. O piloto pode usar também os spoilers para travar ou ter auxílio numa curva. Outras superfícies como os elevons e flaperons podem ser consultadas em [31]. Realça-se também outro controlo secundário, o trimmer que evita que o piloto exerça uma força excessiva para o controlo de uma superfície principal. Um exemplo é o trimmer do leme de profundidade que permite colocar um valor constante no leme

respectivo para facilitar por exemplo uma subida. Existem também na maioria das aeronaves sistemas de trimmer do leme de direcção e dos ailerons. Este controlo é feito electricamente nas aeronaves mais recentes e nas mais antigas consiste num manípulo de ajuste manual.

Outros comandos muito genéricos, já não associados às superfícies de controlo, são o trem de aterragem e os travões. O trem dispensa explicações e os travões costumam ser activados quando o piloto pressiona o topo dos pedais de modo a obter uma travagem diferencial no solo.

No caso do SVI, os comandos disponíveis estão visíveis na Fig. 3.3 e servem para comandar os comandos previamente descritos. Estes consistem numa manche, nuns pedais e num throttle, todos da marca CH e de interface USB [50].



Figura 3.3. Comandos CH do simulador.

A manche corresponde ao modelo *FlightSim Yoke USB*, que tem como características principais o movimento em cinco eixos, manípulos para controlo do passo de hélice e mistura, botões multifunção e um manípulo para um alinhamento electrónico de precisão. Está associada às deflexões do leme de profundidade e dos ailerons. Os pedais são os *PRO Pedals USB* e permitem o controlo de três eixos, com um movimento longitudinal deslizante para comando do leme de direcção. Também oferecem pressão no calcanhar/dedos para controlo de travagem diferencial. Estão associados à deflexão do leme de direcção. O *Throttle Quadrant USB* permite controlar seis eixos e seis botões para a simulação de aviões monomotores ou bimotores controlando também o passo de hélice e/ou a mistura, usando os botões para as funções que se desejar. Está associado à força propulsiva.

Para a instalação destes comandos recorda-se que estes têm que funcionar com o programa MATLAB, dado que o módulo da dinâmica vai correr nesse ambiente. A sua ligação ao programa é então realizada recorrendo à biblioteca AeroSim Blockset 1.2 [23] que fornece uma biblioteca de ligação dinâmica entre os comandos e o programa. A parametrização ocorre em ambiente *Simulink* e como tal torna-se relativamente simples dado que usando blocos de ganhos se consegue adaptar os eixos dos comandos às deflexões pretendidas das superfícies de controlo.

Quanto ao controlo destes, além de se limitar os valores é pretendido que a aeronave a simular consiga realizar algumas manobras de modo seguro. Para tal, realiza-se a realimentação dos comandos, usando controladores usuais, PI e PID [32]. Deste modo consegue-se controlar a

aeronave longitudinalmente e lateralmente, estabelecendo também sistemas de pilotos automáticos que possam melhorar as condições da simulação. Estes servem para auxiliar o piloto na obtenção de determinados objectivos, assumindo o controlo dos comandos da aeronave [5]. Conseguem por exemplo através do controlo do leme de profundidade impor um determinado ângulo de picada à aeronave e assim obter uma altitude pretendida através do controlo deste mesmo ângulo.

3.3. Sistemas de Visualização de Informação

3.3.1. Evolução

Pretende-se implementar no simulador sistemas de visualização de informação que conjuguem diversos instrumentos típicos a bordo de uma aeronave. Actualmente os mais modernos simuladores VMS e SIMONA [45] [46] utilizam este sistema devido à sua flexibilidade e à possibilidade de o configurar conforme a aeronave a simular.

O modo como a informação relativa ao estado da aeronave é apresentada ao piloto pode variar significativamente consoante a aeronave a simular. Contudo um simulador pode oferecer um sistema genérico, não tendo que recriar na perfeição o cockpit da aeronave em questão, podendo inclusive apostar num sistema próprio que sirva para futura pesquisa de novas soluções. Tal é possível se tiver em conta as normas adoptadas para a concepção destes sistemas. Realçam-se as circulares FAA AC 25-10 [10] e a JAR-AMJ 25-11 [8]. Ambas são semelhantes, sendo a primeira mais recente, e indicam como a informação deve ser organizada no ecrã, respeitando o chamado T básico no ecrã responsável pela informação primária de voo, adoptando um esquema específico de cores e símbolos.

Contudo, uma breve análise evolutiva do modo como a informação tem vindo a ser apresentada ao piloto deve ocorrer, para entender as opções tomadas na adopção destes sistemas. Muitas aeronaves utilizam ainda instrumentos analógicos, como os presentes na Figura 3.4 em que diversos instrumentos fornecem o convencional T básico, onde o piloto pode observar os parâmetros primários da situação da aeronave, ou seja a sua atitude, altitude, velocidade e rumo [19]. Todavia este tipo de instrumentação convencional tem vindo a cair em desuso, muito porque não consegue acompanhar a evolução dos diversos sistemas aviónicos a bordo de uma aeronave. Muitas aeronaves possuem diversos mostradores para cada parâmetro específico e como tal tem-se a uma fragmentação e a uma certa confusão na informação que é disponibilizada ao piloto. Este fenómeno implica um aumento da carga mental do piloto na tomada de decisões, pois tem que reunir de diversos indicadores as informações necessárias.

Os instrumentos que primeiro apareceram para responder a este problema e merecem destaque são o Attitude Director Indicator (ADI) e o Horizontal Situation Indicator (HSI). Estes

combinam a atitude e a situação horizontal da aeronave com os sistemas de ajuda à navegação, mostrando os desvios para aproximações ILS entre outros elementos.



Figura 3.4. Instrumentação clássica.



Figura 3.5. Cockpit do Airbus A380.

Com o aparecimento dos ecrãs de raio catódicos CRT estes instrumentos evoluíram no Electronic Attitude Director Indicator (EADI) e no Electronic Horizontal Situation Indicator (EHSI), passando também a apresentar os parâmetros primários da aeronave, ficando alguns instrumentos analógicos para emergências. Estes ecrãs começaram a ser usados em aviões como o Boeing 767 e actualmente são o standard da instrumentação, já sendo utilizados ecrãs LCD que apresentam um baixo consumo de energia, tamanho e peso reduzidos. Podem encontrar-se em diversos aviões como o Boeing 777, Boeing 787, Boeing 747, Airbus A320, Airbus A330, Airbus A340 e até no moderno A380 na Fig. 3.5.

Actualmente é usual dar-se a denominação de *Glass Cockpit* a este tipo de cockpit com ecrãs [18] e o sistema electrónico de ecrãs tem a designação de Electronic Flight Instrument System (EFIS). Aos ecrãs em si, dá-se o nome de ecrãs multi-funções (MFD) que podem alternar a apresentação de informação, variando entre a informação primária e a informação horizontal da aeronave. De seguida dá-se especial ênfase ao sistema EFIS, visto constituir a base do sistema de visualização a implementar no SVI.

3.3.2. Sistema EFIS

O sistema EFIS reúne diversas vantagens. A principal será a conjugação de diversa informação relativa ao estado da aeronave em ecrãs direccionados para os pilotos. Possuem também uma grande versatilidade, visto que estes sistemas não estão restringidos aos limites físicos típicos dos instrumentos tradicionais. A sua instalação torna-se mais fácil, e pode tirar-se partido do facto de estes ecrãs não serem tão susceptíveis a vibrações e movimentos da aeronave como os sistemas

convencionais. Destacam-se também pela sua flexibilidade, dado permitirem modificações e actualizações. Quando novas normas e regras são introduzidas, as actualizações por software minimizam de grande forma os custos em comparação com os sistemas tradicionais que envolvem a troca de componentes físicos. O facto de serem usados em ecrãs LCD permite também que na falha de um, possa ser utilizado outro ecrã para a apresentação dos dados primários tirando partido dos ecrãs multifunções MFD.

Tipicamente o sistema é constituído por um Primary Flight Display (PFD) e por um Navigation Display (ND) onde são apresentados a maioria dos parâmetros de voo e dados de auxílio à navegação como se pode observar na Fig. 3.6.



Figura 3.6. Sistema EFIS.

O PFD apresenta no centro a atitude da aeronave indicando os ângulos de rolamento e picada em conjunto com o horizonte artificial. Nas partes laterais do ecrã tem-se à esquerda o mostrador da velocidade e à direita o mostrador da altitude, sendo normal aparecer a indicação da velocidade vertical à direita da coluna da altitude. Estas colunas de mostradores servem para indicar velocidades e altitudes de interesse ao piloto. Na parte inferior do ecrã é normal ser apresentado o rumo da aeronave, ao passo que na parte superior tem-se informação relativa aos pilotos automáticos e modos de voo. O resto do ecrã é utilizado para mostrar informação complementar ao piloto como a informação proveniente dos sistemas de ajuda à navegação.

O ND apresenta uma vista da situação horizontal da aeronave. Mostra o rumo magnético ou verdadeiro da aeronave e essencialmente as ajudas à navegação que estejam a ser utilizadas. O seu fundo pode ser utilizado para se visualizar um radar meteorológico, um mapa de altitudes de terreno para sistemas de detecção de colisão com o solo ou um simples mapa geográfico com referências. Este ecrã também tem dois modos de visualização característicos, o modo *ROSE* e o modo *ARC*. O primeiro utiliza um termo em inglês que provém da abreviação da rosa-dos-ventos, e como tal disponibiliza uma visão de 360° da situação horizontal. O segundo corresponde a um arco de circunferência da rosa-dos-ventos, que mostra somente, mas com maior detalhe, a parte frontal da aeronave, como na Fig. 3.6. É comum observarem-se vários símbolos neste ecrã, indicando uma rota previamente definida, os aeroportos, pistas de aterragem e até estações de rádio ajuda na proximidade.

Dos sistemas que são comercializados actualmente, com a certificação da FAA, realça-se o Garmin G1000 dada a sua grande aceitação no mercado [16]. Na Figura 3.7 é visível este produto que contempla já evoluções significativas, permitindo visualizar informações relativas à altitude do terreno, ao tráfego aéreo e às condições meteorológicas.



Figura 3.7. Garmin G1000.

O facto de existir liberdade em como a informação é apresentada é característico deste tipo de ecrãs devido às possibilidades que a programação gráfica oferece, e claro também ao facto de cada fabricante decidir impor as suas características nos seus visores.

Com base na circular da FAA [10] já mencionada e com as vantagens deste tipo de sistemas de visualização de informação, foi decidido implementar uma instrumentação deste tipo no SVI. Tomou-se alguma liberdade na sua criação e utilizou-se na criação destas, bibliotecas gráficas OpenGL, recorrendo ao programa Microsoft Visual Studio Express C++ 2005 para a sua programação. Deste modo fica estabelecida uma base para a criação de futuros sistemas de visualização e melhoramentos do sistema.

Para complementar o sistema gráfico, fornecem-se as principais ajudas rádio à navegação, o Distance Measuring Equipment (DME), o VHF Omnidirectional Range Radio (VOR) e o Instrument Landing System (ILS). O DME é uma ajuda rádio que fornece a distância através do atraso de propagação de ondas magnéticas. O VOR é uma ajuda rádio que auxilia na orientação, informando a aeronave qual a sua radial em relação a uma estação VOR. O sistema ILS é o sistema standard que permite às aeronaves realizarem aterragens em segurança. No Anexo B encontram-se explicações sucintas sobre o funcionamento destas ajudas.

Recorre-se à biblioteca Flight Dynamics & Control Toolbox (FDC) [24] para facilitar a implementação destas ajudas. Esta biblioteca *opensource* contém blocos para a simulação de voo, para a análise da dinâmica de um avião e para o desenho de sistemas de controlo. Os blocos utilizados são o bloco *Nominal VOR Signals* e o bloco *Nominal ILS Signals*, que processam os principais valores destas ajudas rádio. Todavia estes blocos não são de aplicação directa, implicando alterações dos referenciais usados e também dos valores pretendidos nas suas saídas.

3.4. Requisitos

Para implementar o Módulo de Interface com o Piloto no SVI são utilizados computadores normais com o sistema operativo Windows XP e com o programa MATALB 7.1 instalado. Tendo os computadores ligados em rede utiliza-se um computador principal, onde é simulada a dinâmica de voo e um computador secundário para as funções de navegação e controlo. Esta divisão não é necessária mas favorece a divisão modular pretendida do SVI e alivia o processamento do computador principal que também terá que comunicar com o módulo do movimento e da visualização gráfica 3D.

O computador onde o modelo da dinâmica da aeronave é simulado, é também o computador onde os comandos (manche, pedais, throttle) devem estar instalados assim como a biblioteca do *Simulink* a Aerosim Blockset 1.2. Os computadores onde forem executadas as aplicações gráficas, terão de ter as bibliotecas associadas ao OpenGL para ser possível executar o PFD e o ND.

A instalação do módulo ocorre na cabine do cockpit do SVI é de um Fokker 27, usando dois ecrãs LCD e os comandos fornecidos. Por simplificação, nesta fase será só montada a instrumentação e comandos para um piloto.

A divisão do módulo de interface com o piloto e a sua ligação ao módulo da dinâmica está esquematizada na Fig. 3.8, (sendo o módulo de interface representado pela cor preta).

Neste esquema está presente a relação entre o piloto e o simulador, que ao receber os estímulos sensoriais, pelas linhas a tracejado, interage com a simulação através dos comandos. Existe também, como se pode observar, uma dependência do módulo de interface com o da dinâmica de voo. São enviadas maioritariamente para o módulo da dinâmica as deflexões das superfícies de voo da aeronave $[\delta_E, \delta_A, \delta_R, \delta_T]$.

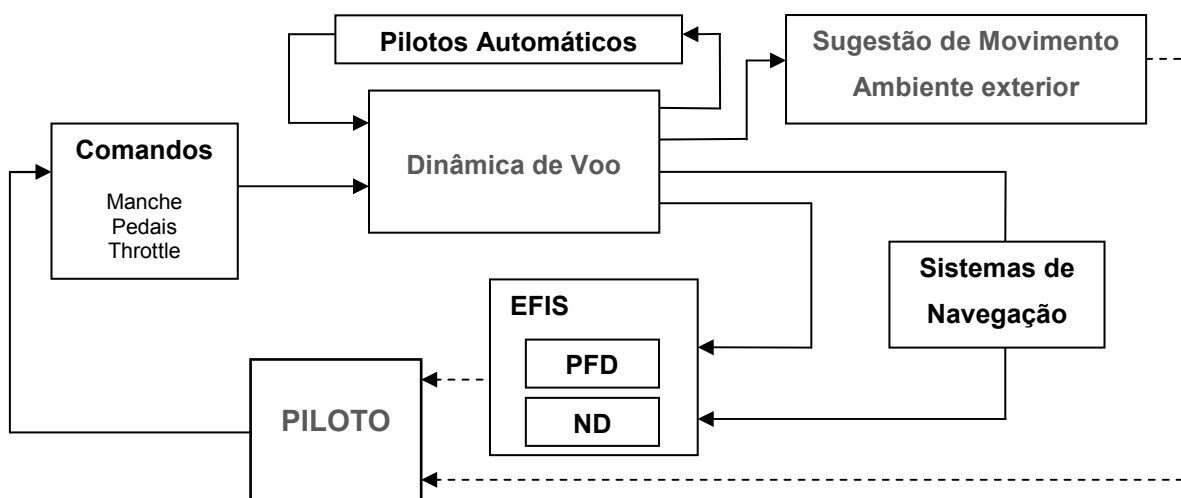


Figura 3.8. Esquema do Módulo de Interface.

Os dados relativos ao estado da aeronave recebidos do módulo da dinâmica, são de seguida apresentados graficamente no sistema EFIS, são usados para se computarem as ajudas dos sistemas de navegação e são utilizados para os pilotos automáticos. Na Tabela 3.1 apresentam-se de forma genérica os valores necessários para os diversos sistemas do módulo de interface com o piloto poder funcionar.

Sistemas de Navegação	$Lat, Lon, Alt, \psi.$
Pilotos Automáticos	$Alt, \psi, TAS, \delta_E, \delta_A, \delta_R, \delta_T.$
Sistema EFIS	$\theta, \phi, \psi, Alt, TAS, OAT, Mach, pstat, MAP, \Omega_{eng}, mfuel.$

Tabela 3.1. Requisitos do Módulo de Interface.

As unidades utilizadas são as imperiais. Contudo para garantir a flexibilidade do módulo realça-se que para o sistema EFIS utilizar-se-á um bloco de conversão de unidades para permitir futuras alterações. Relativamente às convenções adoptadas, assume-se também um modelo elíptico da Terra WGS84, os termos latitude e longitude a serem usados no sentido geodésico e a altitude ser medida em relação ao nível médio das águas do mar, isto é altitude MSL.

Finalmente, o tipo de precisão das diversas variáveis é assumido ser do tipo *float* (variável de ponto flutuante de precisão dupla).

Capítulo 4

Implementação do módulo

O módulo de interface com o piloto implementou-se maioritariamente recorrendo à ferramenta *Simulink* para os comandos, pilotos automáticos e sistemas de navegação e à utilização de bibliotecas OpenGL para a criação do sistema EFIS. Este capítulo assenta então nessa mesma divisão, explicando os diversos blocos criados e o sistema gráfico desenvolvido.

4.1. Módulo de interface em ambiente *Simulink*

O módulo é constituído por quatro blocos principais como se pode observar na Figura 4.1.

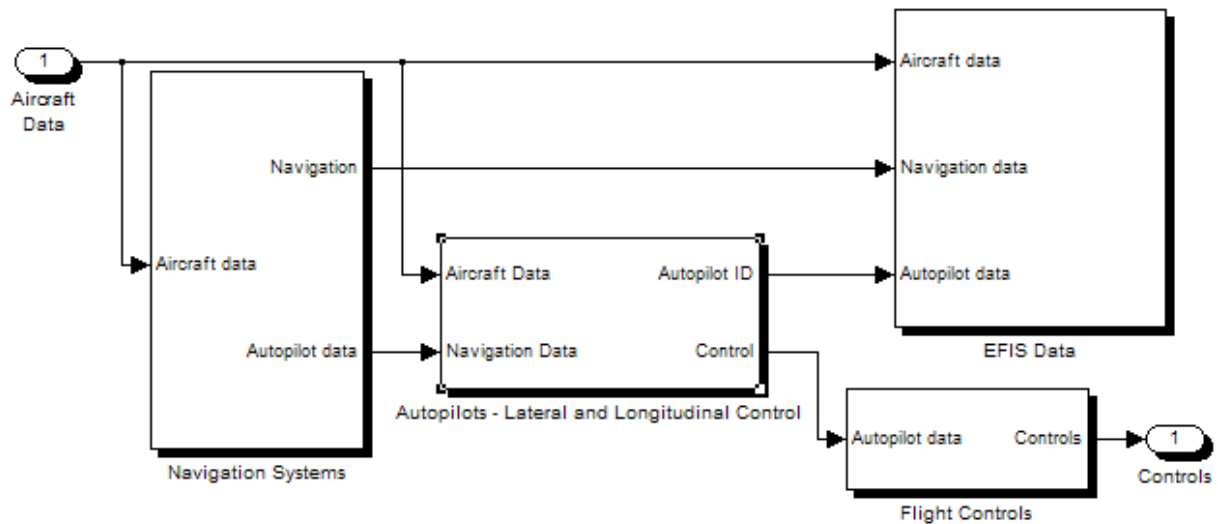


Figura 4.1. Blocos do Módulo de Interface com o Piloto.

A principal informação que circula entre os blocos é a proveniente do módulo responsável pela dinâmica do avião. No bloco referente ao sistema EFIS esta informação, juntamente com os dados da navegação e dos pilotos automáticos é enviada por UDP aos programas gráficos criados.

O bloco dos comandos, em conjunto com o dos pilotos automáticos, encarrega-se de fazer a ligação entre os comandos USB (manche, pedais e throttle) e parametrizá-los para o comando da aeronave. O bloco da navegação, após recolher os dados da aeronave relativos à posição inicial e actual, processa-os e envia-os aos outros blocos. Parte dessa informação é enviada para os pilotos automáticos para estes controlarem a aeronave conforme o piloto/utilizador pretenda.

A parte do módulo referente aos pilotos automáticos e ao sistema de navegação, é criada no ambiente *Simulink*, dadas as vantagens deste ambiente para a simulação e para favorecer a comunicação com os restantes módulos do simulador (no Anexo C encontram-se os blocos principais do módulo construídos em *Simulink*). Outra parte do módulo relativa ao sistema de visualização de informação EFIS é implementada recorrendo a bibliotecas OpenGL.

De seguida é explicado como foram implementados os blocos mencionados. Utiliza-se uma terminologia em inglês por uma questão de concordância com os diversos módulos do simulador. Para favorecer a identificação dos blocos implementados, adiciona-se a alguns subtítulos deste capítulo os termos em inglês adoptados para os blocos. No caso das figuras que contenham termos em inglês, preserva-se esses termos dado serem suficientemente explícitos para a sua compreensão.

4.1.1. Comandos (Flight Controls)

Os comandos são implementados através do programa MATLAB, recorrendo a uma CMEX S-function² *sfunjy.dll* [23] proveniente da biblioteca Aerosim. Esta biblioteca dinâmica através do número de identificação do joystick e da frequência de amostragem a usar, devolve as diversas saídas de um joystick genérico USB compatível com o Windows. As suas saídas, representam os eixos dos joysticks e os seus diversos botões, que assumem o valor de 0 ou 1 conforme estejam a ser pressionados ou não.

Parametriza-se os eixos para valores entre [-1,1] e para definir os valores reais das superfícies e dos comandos do motor multiplica-se as saídas dos seus eixos por blocos de ganho que adequam os joysticks à aeronave a simular. A frequência de amostragem dos valores dos eixos e dos botões pode ser definida. Neste trabalho foi utilizada uma de 100Hz.

De acordo com os comandos instalados, são enviados para o módulo da dinâmica os valores dos seus eixos correspondendo às deflexões dos lemes, dos ailerons e da força propulsiva $[\delta_E, \delta_A, \delta_R, \delta_T]$. São também enviados valores de certas constantes como a mistura e o estado de certos botões indicando por exemplo a posição dos flaps e do trem de aterragem.

² S-functions permitem a criação de blocos próprios em ambiente *Simulink*. Podem escritas em MATLAB, C, C++, Ada ou FORTRAN. São compiladas como ficheiros MEX, através da ferramenta *mex* do MATLAB. Podem ser ligadas dinamicamente ao programa quando necessário.

Relativamente à calibração dos comandos, dado que são reconhecidos com periféricos genéricos USB estes podem ser calibrados através do próprio sistema operativo, nas configurações dos mesmos.

4.1.2. Controlo e Pilotos Automáticos (Autopilots - Lateral and Longitudinal Control)

Para o controlo da aeronave a simular utilizam-se principalmente dois controladores, um controlador Proporcional Integral (PI) cuja função de transferência é dada por $G_{PI}(s)=K_P+K_I/s$ e um controlador Proporcional Integral Derivativo (PID) dado por $G_{PID}(s)=K_P+K_I/s+K_Ds$. O primeiro controlador é usado no controlo lateral, controlando o ângulo de rolamento através da deflexão dos ailerons, e o segundo serve para o controlo longitudinal através da deflexão do ângulo do leme de profundidade. A acção integral está directamente ligada à precisão do sistema sendo responsável pelo erro nulo em regime permanente. Para o leme de profundidade combina-se a acção derivativa à integral e proporcional para aumentar a estabilidade relativa do sistema e tornar a resposta do sistema mais rápida devido ao seu efeito antecipatório.

Dado que se usam controladores com acção integral, poderá acontecer o caso em que o erro ao ser integrado faça com que o termo integral fique muito grande. Do inglês, diz-se que o termo integral “winds-up”. Neste caso, para que o controlador volte a trabalhar na região linear (saia da saturação) é necessário que o termo integral se “descarregue”. Para tal dever-se-á esperar que o sinal de erro troque de sinal e, por um longo período tempo, aplicar na entrada do controlador, um sinal de erro de sinal oposto.

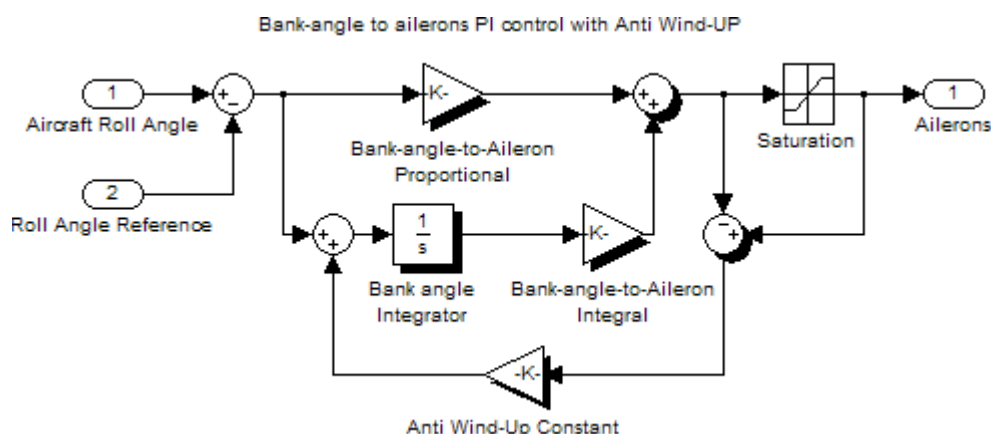


Figura 4.2. Controlador PI com Anti Wind-Up.

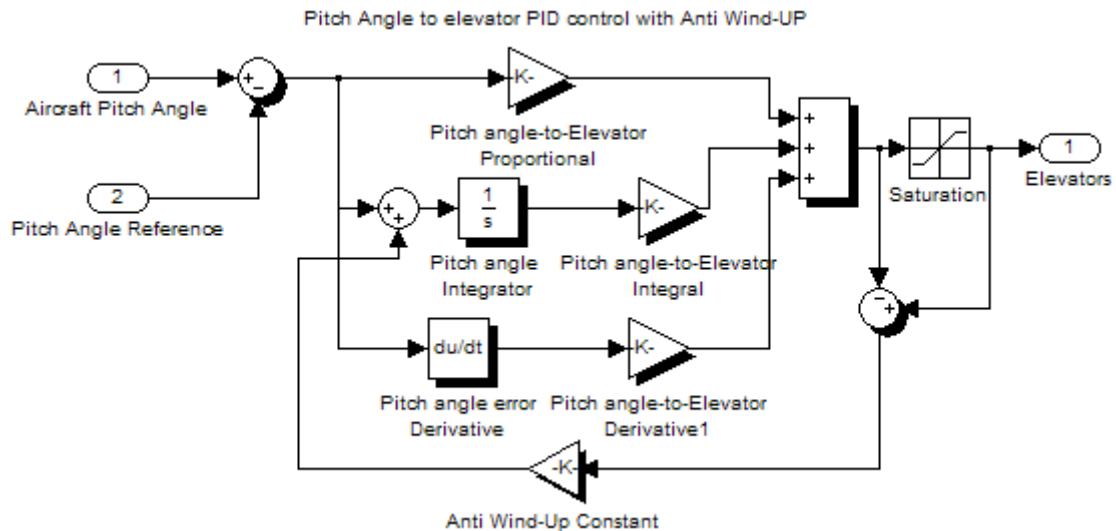


Figura 4.3. Controlador PID com Anti Wind-Up.

Deste modo a resposta transitória do sistema fica muito lenta. Como tal utilizam-se controladores *Anti Wind-Up*, cuja função é impedir que o integrador continue a carregar quando a saturação ocorre. Utilizando o método de *Back-Calculation* [32] faz-se que quando a saída sature, se calcule novamente o termo integral. Retirando este efeito de memória dos integradores, respostas com menores sobrelevações e menores tempos de resposta, são esperadas quando os actuadores saturarem. Os blocos correspondentes aos controladores PI e PID encontram-se nas Figuras 4.2 e 4.3 respectivamente.

Os blocos de saturação em ambos os controladores dependem dos valores a que os actuadores da aeronave saturam. É possível saber esses valores impondo nos actuadores valores elevados, observando a sua resposta. Depois resta definir os valores da saturação ligeiramente inferiores aos da saturação dos actuadores.

O projecto de controladores e das suas constantes (K_P , K_I , K_D) pressupõe uma análise dinâmica da aeronave, analisando a sua estabilidade para projectar essas constantes. Pode recorrer-se às regras de *Ziegler-Nichols* ou ao projecto apoiado no *Root-Locus* para o cálculo dessas constantes [32]. Não querendo divergir da temática da tese deixa-se este assunto para projectos futuros após a implementação do módulo da dinâmica.

Recorrendo então aos controladores implementados é possível criarem-se sistemas de piloto automático para serem cumpridos determinados objectivos através do controlo longitudinal e lateral. Ilustra-se na Fig. 4.4 o piloto automático para o controlo da altitude, que utiliza a deflexão do leme de profundidade para atingir a altitude pretendida, calculando o sinal que a deflexão terá que ter através da diferença da altitude actual e altitude pretendida. As deflexões têm de ser calculadas de acordo com o tipo de aeronave a simular tendo em conta as diferentes sensibilidades que possam existir.

É desenvolvido de um modo semelhante um piloto automático para o controlo do rumo utilizando os ailerons. É analisada a diferença entre o rumo pretendido e o rumo actual, e de acordo

com esta diferença actua-se nos ailerons para a aeronave atingir o rumo desejado. É de referir que neste caso existem sempre duas possíveis maneiras da aeronave atingir um determinado rumo, tendo sido implementado a mais curta.

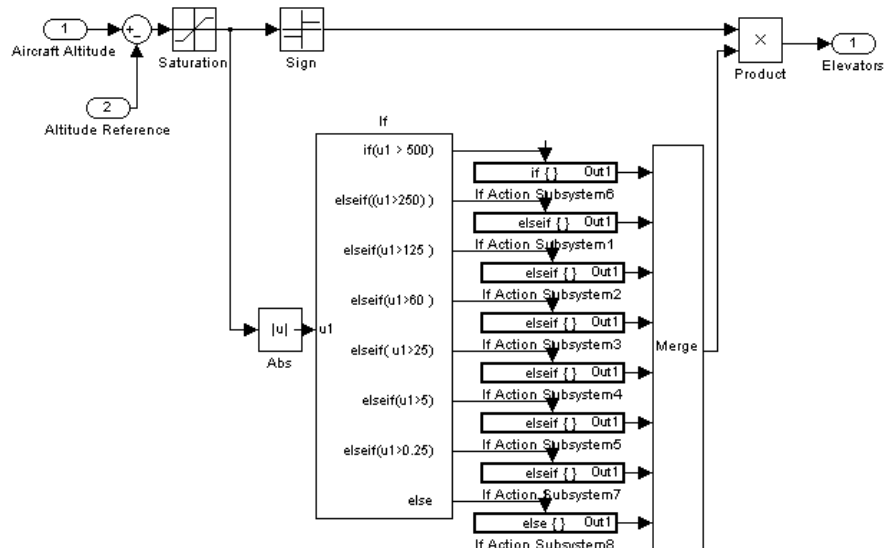


Figura 4.4. Piloto Automático de Altitude.

Por fim, utilizando o leme de profundidade é também criado um piloto automático de velocidade, que actua no leme através de um controlador PID, para atingir uma determinada velocidade e recorre também a um sistema de throttle automático (autothrottle) para alcançar a velocidade pretendida. Este bloco autothrottle calcula a diferença entre a velocidade pretendida e a velocidade actual da aeronave, e consoante este valor adiciona à variável que serve de entrada para os motores um valor constante que irá produzir um aumento/diminuição da velocidade. Na Fig. 4.5 encontram-se os blocos responsáveis pelo piloto automático de velocidade

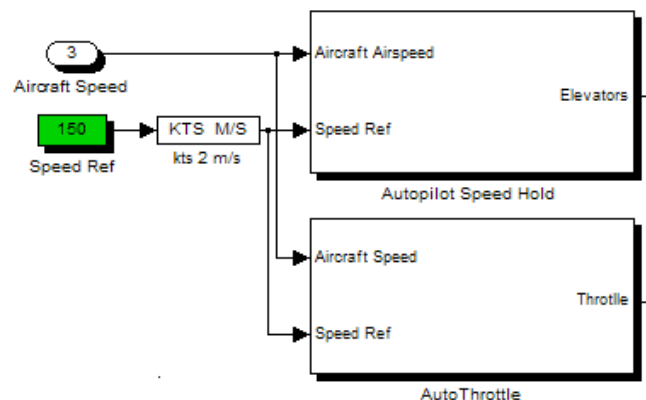


Figura 4.5. Piloto Automático de Velocidade.

Dado o uso de o leme de profundidade em ambos os pilotos automáticos de altitude e velocidade, só é possível utilizar um deles de cada vez, existindo um *switch* que alterna entre os dois. Contudo o piloto automático de rumo pode ser usado em conjunto com qualquer um dos outros, dado usar outras superfícies de controlo, os ailerons.

4.1.3. Sistemas de Navegação (Navigation Systems)

O bloco de navegação tem como objectivo fornecer as principais ajudas à navegação DME, VOR e ILS presentes no sistema gráfico EFIS. Nesta secção após a exposição dos referenciais adoptados, incide-se no desenvolvimento das ajudas rádio.

4.1.3.1 Referenciais

Para situar a aeronave é necessário considerar os diferentes sistemas de coordenadas usados para referenciar geograficamente um corpo ou veículo. Como se pode observar na Fig. 4.6. os sistemas de coordenadas consistem em três eixos ortogonais entre si. Segundo [6] os mais usados os são os seguintes:

- **Sistema ECI (Earth-Centered-Inertial)** – Possui a sua origem no centro de massa da Terra estando o seu eixo X direccionado para o Sol passando pela linha do equador, o seu eixo Z passa pelo pólo norte e o seu eixo Y é orientado seguindo a regra da mão direita. O sistema ECI é dito inercial por ser fixo em relação a um corpo estelar distante.
- **Sistema ECEF (Earth-Centered, Earth-Fixed)** – A sua origem encontra-se no centro de massa da Terra e o seu eixo X passa na intersecção entre a linha do equador e o meridiano de Greenwich. O eixo Z passa pelo pólo norte e o seu eixo Y é orientado seguindo a regra da mão direita.
- **Sistema LLA (Latitude, Longitude, Altitude)** – A origem do sistema é o centro de massa da Terra. O Primeiro Meridiano e o Equador são as referências a partir das quais se definem a latitude e a longitude. A latitude Geodésica é definida como sendo o ângulo entre o plano equatorial e a normal à superfície do elipsóide de referência. A longitude geodésica corresponde ao ângulo entre o plano definido pelo Primeiro Meridiano e outro meridiano. Por fim a altitude geodésica é dada pela distância desde o elipsóide de referência até à altitude de um ponto numa direcção normal ao elipsóide.
- **Sistema RPY (Roll-Pitch-Yaw)** – Sistema cujos eixos estão fixos num veículo. O eixo X (eixo de rolamento) do sistema RPY aponta na direcção frontal do movimento do veículo, o eixo Y (eixo de picada) deve ser ortogonal a X estando direccionado para a direita enquanto o eixo Z (eixo de guinada) está orientado para baixo (regra da mão direita).

- **Sistema NED (North-East-Down)** – Conhecido também como sistema de navegação local, a sua origem pode ser estabelecida em qualquer ponto do globo terrestre, tendo em conta que o seu eixo X aponta para o Norte geográfico, o seu eixo Z está direccionado para o centro da Terra e seu eixo Y forma um triedro directo estando orientado para Este.

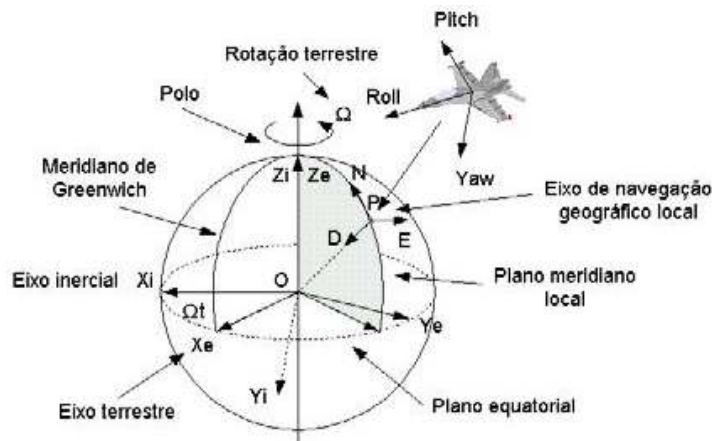


Figura 4.6. Sistemas de coordenadas.

Destes sistemas o melhor que se ajusta para um referencial de navegação é o sistema NED, facilitando a análise local da posição da aeronave. Contudo o sistema RPY também assume uma certa importância quando é pretendido utilizar-se o referencial do avião. Como tal é exposto no Anexo A os eixos de referência usados e as transformações necessárias para se utilizarem os dois referenciais convenientemente.

Pressupondo que os dados relativos à posição do avião estão no formato *Lat, Long, Alt*, e assumindo o modelo do elipsóide da Terra WGS84 (latitude, longitude e altitude), torna-se necessário converter estes dados para o sistema de coordenadas NED. Realizando primeiro uma transformação para coordenadas cartesianas ECEF, é possível através de algumas transformações chegar às coordenadas desejadas [6]. Para tal implementa-se através do ficheiro *LLA2NED.m* a transformação C.9 do Anexo C, sendo usadas a posição da aeronave e o valor de coordenadas que se assume para a origem do referencial NED.

Através desta função é também possível conhecer neste sistema de coordenadas a posição relativa da aeronave de outros elementos que estejam também no formato WGS84, facilitando como se verá de seguida a utilização das ajudas rádio.

4.1.3.2 Rádio Ajudas: DME/VOR

Estando o referencial de navegação estabelecido, são implementadas as ajudas de navegação DME e VOR, usualmente utilizadas em conjunto.

Para simular correctamente estas ajudas recorre-se a duas bases de dados. Através da função *NAV.m*, que utiliza duas frequências seleccionadas no bloco de navegação conseguem-se retirar diversas informações das bases de dados. Estas bases de dados de nome *apt.dat* e *nav.dat* são provenientes do programa de simulação de voo Flightgear e contêm diversos elementos. A primeira contém a informação relativa aos aeroportos incluindo as suas pistas, localização geográfica, orientação e dimensões entre outros. A segunda contém diversas informações no que respeita a estações DME, VOR-DME, e componentes do ILS.

Para simular o sistema DME é apenas necessário conhecer a posição da estação e do avião. Após a conversão NED com origem na estação, consegue-se obter a distância relativa entre os dois, dada por $x_{N_{DME}}$ e por $y_{E_{DME}}$, desprezando-se a altitude da aeronave relativa à estação. A equação 4.1 exprime então a distância R_{DME} pretendida.

$$R_{DME} = \sqrt{(x_e - x_{DME})^2 + (y_e - y_{DME})^2} \quad (4.1)$$

Para o sistema VOR recorre-se ao bloco *Nominal VOR Signals* proveniente da FDC toolbox. Este através da posição e rumo da aeronave indica a radial e a distância para a estação. Dado que a distância também é calculada, pode simular também um sistema DME, como é usual nas estações VOR/DME.

Um piloto para utilizar este sistema selecciona a radial VOR a que se pretende voar através do Omni Bearing Selector (OBS). Esta radial será a radial pretendida da estação VOR dada pelo Course Datum (CD) e a radial a que a aeronave se encontra é dada pelo QDR como se pode observar na Fig. 4.7. O desvio em relação ao CD e ao QDR é dado por Γ_{vor} e é o sinal que interessa ao piloto, pois permite que este saiba o quão distante a aeronave se encontra da radial pretendida.

A radial QDR é calculada através da expressão 4.2 utilizando as distâncias relativas entre o avião e a estação. O cálculo de Γ_{vor} é dado pela expressão 4.3 e a distância à estação R_{vor} é dada por 4.4.

$$QDR = \arctg\left(\frac{y_e - y_{vor}}{x_e - x_{vor}}\right) \quad (4.2)$$

$$\Gamma_{vor} = CD - QDR \quad (4.3)$$

$$R_{vor} = \sqrt{(x_e - x_{vor})^2 + (y_e - y_{vor})^2} \quad (4.4)$$

É de referir que este bloco utiliza o sistema NED. Contudo as expressões que utiliza para calcular a distância e o desvio à radial utilizam as distâncias relativas entre a estação e a aeronave neste referencial. Para as calcular basta calcular a posição da estação no sistema NED, tendo este a origem na estação VOR que esteja a ser usada. Na Fig. 4.7, o referencial encontra-se com uma origem arbitrária, o que não invalida que esta seja a origem da antena como mencionado.

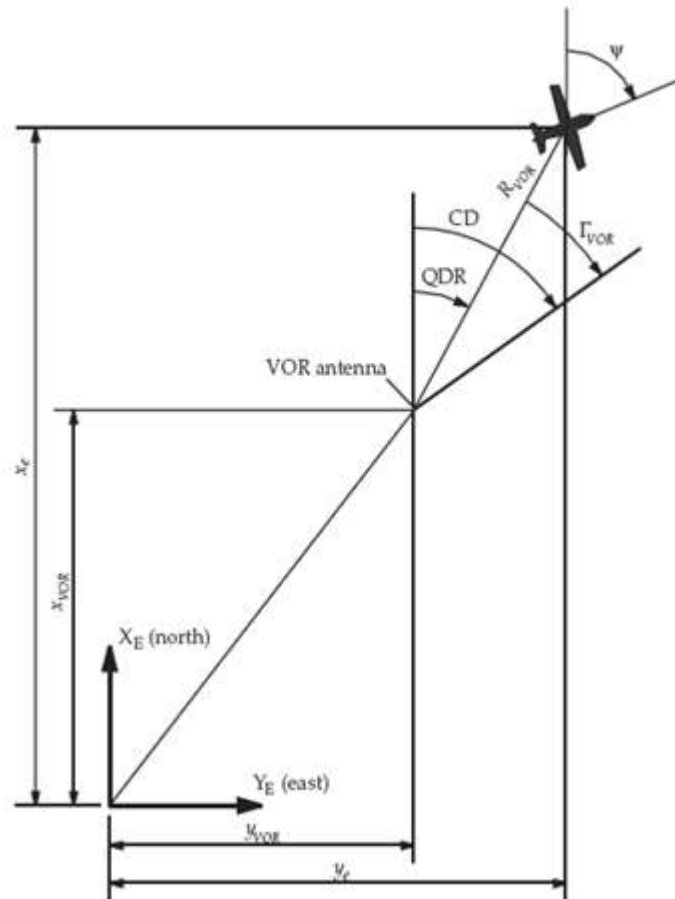


Figura 4.7. Sistema VOR [24].

Para saber se a radial selecionada CD está em direcção à estação VOR, ou se encontra a afastar-se desta tem que se analisar a radial selecionada e comparar com o QDR do avião. Se a radial selecionada do avião estiver dentro do intervalo $]-90^\circ + \text{QDR}, \text{QDR} + 90^\circ[$ a radial selecionada fará o avião afastar-se da estação, caso contrário terá uma radial selecionada que o faz aproximar da estação. A indicação usualmente utilizada em instrumentos VOR, utiliza os termos em inglês *TO* ou *FROM* conforme a situação.

Este bloco verifica se a aeronave se encontra dentro do cone de silêncio VOR, em que relativamente perto da estação VOR os sinais não são precisos, e realiza uma aproximação para verificar se a aeronave se encontra dentro da cobertura dada pela estação. Esta biblioteca fornece também para esta rádio ajuda blocos para o cálculo dos erros dos sinais VOR, que podem estar associados a ruído, ou a erros estáticos. Restando verificar se estes se encontram dentro dos limites

estabelecidos pela International Civil Aviation Organization (ICAO) que os estabelece para os erros dos equipamentos na aeronave quer para os erros da estação terrestre.

4.1.3.3 Rádio Ajuda: ILS

Relativamente ao sistema ILS, esta biblioteca também dispõe de um bloco *Nominal ILS Signals* que com a posição do avião (x_e, y_e, H) , a posição da pista (x_{RW}, y_{RW}, H_{RW}) , a posição da antenas localizer e glideslope fornece os desvios para a orientação horizontal e vertical.

Para facilitar o cálculo desses mesmos desvios, o bloco realiza uma transformação para o sistema de coordenadas com origem no começo da pista (x_f, y_f, z_f) . Este referencial tem o seu eixo x_f definido ao longo da pista, o eixo y_f transversal à pista e o eixo z_f definido para formar um triedro direito. De modo a efectuar a transformação realiza-se um deslocamento entre a pista e o avião para colocar o centro do eixo na pista, e depois uma rotação tendo em conta a orientação que a pista tenha. Esta transformação é dada pelas expressões seguintes 4.4, 4.5 e 4.6 e é visível na Fig. 4.8.

$$x_f = (x_e - x_{RW})\cos\psi_{RW} + (y_e - y_{RW})\sin\psi_{RW} \quad (4.4)$$

$$y_f = -(x_e - x_{RW})\sin\psi_{RW} + (y_e - y_{RW})\cos\psi_{RW} \quad (4.5)$$

$$H_f = H - H_{RW} \quad (4.6)$$

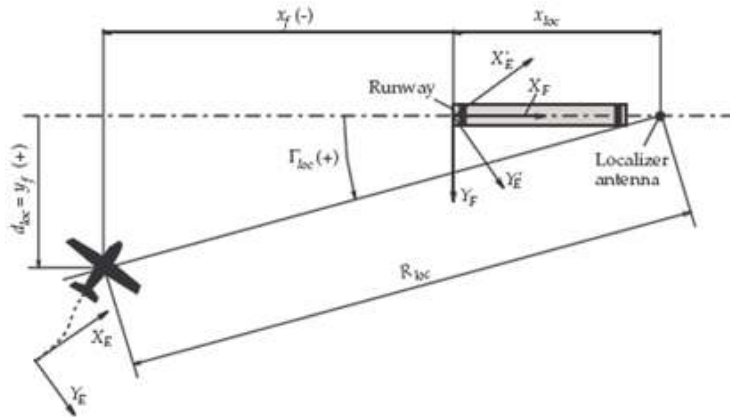


Figura 4.8. Sistema ILS, antena localizer [24].

Depois para o cálculo do ângulo de desvio Γ_{loc} entre o avião e o feixe da antena do localizer, calcula-se a distância à antena R_{loc} , através das distâncias relativas entre o avião e a antena localizer. Através de y_f tem-se o pretendido em 4.9.

$$R_{loc} = \sqrt{y_f^2 + (x_{loc} - x_f)^2} \quad (4.7)$$

$$d_{loc} = y_f \quad (4.8)$$

$$\Gamma_{loc} = \arctg\left(\frac{d_{loc}}{R_{loc}}\right) \quad (4.9)$$

Para calcular o ângulo entre o avião e a glideslope ε_{gs} , realiza-se um raciocínio semelhante tendo em conta que a glideslope já tem um ângulo dado γ_{gs} que geralmente é de -3° , como se pode verificar pela expressão 4.11 e pela Fig. 4.9.

$$R_{gs} = \sqrt{(x_{gs} - x_f)^2 + (y_{gs} - y_f)^2} \quad (4.10)$$

$$\varepsilon_{gs} = \gamma_{gs} + \arctg\left(\frac{H_f}{R_{gs}}\right) \quad (4.11)$$

$$d_{gs} = (R_{gs} \tan \gamma_{gs} + H_f) \cos \gamma_{gs} \quad (4.12)$$

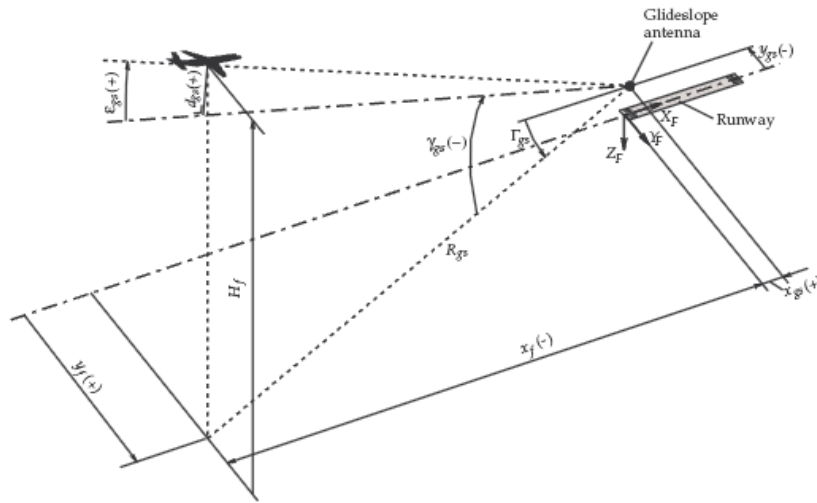


Figura 4.9. Sistema ILS com as antenas localizer e glideslope [24].

Realça-se neste bloco também ser possível calcular os erros de desvio associados ao equipamento do sistema ILS e verificar se estes se encontram dentro dos limites definidos pela ICAO. Estes limites são como é óbvio mais restritivos para aproximações de CAT. III e são dados para os transmissores do localizer e da glideslope [24].

Os principais valores de saída deste bloco são os ângulos e as distâncias que representam o desvio em relação à trajectória pretendida para a aeronave aterrar. Os ângulos são directamente observados no PFD, que permitem auxiliar o piloto em aterragens. Os desvios são utilizados quer para o piloto automático de altitude que assim consegue saber qual a altitude que seguir para uma

determinada aproximação e para a aproximação em túnel, como se poderá constatar após o desenvolvimento do sistema gráfico EFIS.

4.1.4. Ligação ao Sistema EFIS (EFIS Data)

O último bloco de relevância do módulo de interface é o bloco responsável pelo envio dos dados ao sistema EFIS. Este bloco que recebe valores enviados pelo bloco da dinâmica, pelo bloco da navegação e pelo bloco dos pilotos automáticos.

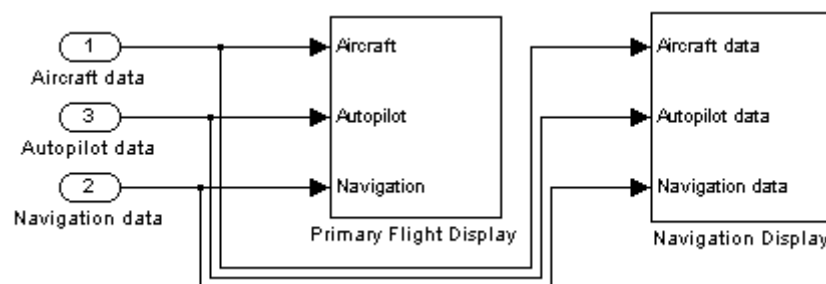


Figura 4.10. Blocos constituintes do EFIS Data.

Estes blocos são responsáveis pelo envio da informação aos principais constituintes do sistema, o PFD e o ND. No PFD, são enviados os principais parâmetros relativos ao estado da aeronave como a altitude, velocidade, rumo e atitude. Conjugando também informação relativa ao estado dos pilotos automáticos e das ajudas à navegação no que diz respeito aos desvios do sistema ILS. No ND, são enviados dados relativos à situação horizontal da aeronave, enviando também informação relativa às ajudas à navegação que se estejam a utilizar. São também enviados dados relativos aos parâmetros do motor do avião assim como informação que seja necessária ter dos comandos como a posição do trem de aterragem e dos flaps.

Os dados são enviados recorrendo ao bloco *To Instrument* da Instrument Control Toolbox que permite o envio de dados através de uma conexão UDP, enviando datagramas para um IP e porta específicas. Neste bloco define-se a taxa de amostragem e o tamanho do buffer a ser enviado, usando-se respectivamente 100Hz e 1024 bytes para garantir a rapidez e total envio dos dados.

Estes dados são então enviados para as aplicações gráficas que serão descritas na secção seguinte. A recepção destes é realizada recorrendo à sua inicialização nos programas, associando um endereço a um socket depois de o abrir. O endereço da porta predefinido para o PFD é o 2000 e para o ND utilizam-se duas portas a 2000 e 2001, tendo que ser necessário saber o IP do computador para onde se pretendem enviar os dados.

Este bloco *To Instrument* espera unidades do tipo *float* e envia os dados em formato standard ASCII, sendo esta parte definida no separador *Send* do bloco. No envio dos dados tem-se o cuidado

de os converter para as unidades esperadas pelas aplicações gráficas, num bloco construído para esse propósito.

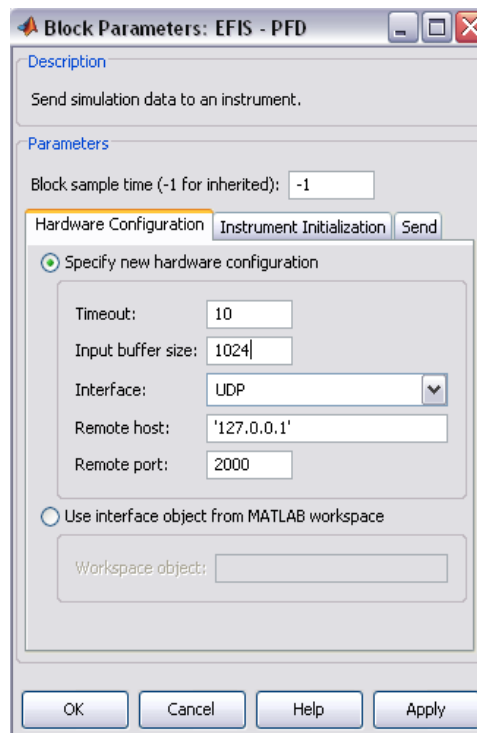


Figura 4.11. Bloco *To Instrument*.

4.2. EFIS - Electronic Flight Instrument System

O sistema EFIS é construído através da programação em linguagem C recorrendo a bibliotecas OpenGL com o intuito de visualizar certos parâmetros referentes ao estado actual da aeronave e de auxiliar o piloto na navegação. Recebe dados do bloco EFIS DATA previamente descrito, através de sockets UDP.

4.2.1. Comunicação com o *Simulink*

Para o sistema EFIS receber os dados provenientes do MATLAB recorre-se à biblioteca *winsock2.h* para utilizar um sockets UDP. A taxa de recepção dos dados é definida na função *timer* implementada em ambos os programas. Esta função depois de ter aberto o socket UDP para a recepção dos dados, realiza a leitura dos dados a uma frequência dez vezes superior à que estes são

enviados. Com a frequência de 60 Hz a que estes são mostrados no ecrã consegue-se ter uma animação fluida e precisa dos valores que estão a ser enviados pelo Matlab.

De modo a melhorar a eficiência e independência dos programas criados, foram utilizados sockets não bloqueantes, que permitem que o programa não fique indefinidamente à espera da recepção dos dados provenientes pelo MATLAB. Para utilizar este tipo de sockets UDP, utiliza-se a função *ioctl* (Input/output control) para activar a característica *File I/O NonBlocking I/O*, após a criação dos sockets. Após a abertura do socket e a sua configuração para ser não bloqueante, basta realizar a sua associação às portas pretendidas, realizando a função *bind*. Nesta função são associados os endereços e a portas dos computadores aos sockets criados.

4.2.2. Implementação em OpenGL

O OpenGL possui várias bibliotecas de rotinas gráficas que permitem uma certa liberdade no desenho e concepção da instrumentação pretendida. Apesar de ser uma ferramenta virada para aplicações 3D o seu desempenho em 2D é bastante satisfatório. A grande vantagem do OpenGL é oferecer uma camada de interface independente do hardware, que está implementada em muitas plataformas. Isto torna possível a criação de aplicações interactivas que podem ser compiladas para funcionar em diversos sistemas operativos.

As bibliotecas maioritariamente usadas neste trabalho foram a OpenGL Utility Library (GLU) e a OpenGL Utility Toolkit (GLUT) [20]. Estas permitem usar um conjunto de rotinas com um sistema de coordenadas para orientar os objectos no espaço e apresentá-los no ecrã. A GLUT implementa uma API (Application Programming interface) para manipular janelas e permite usar-se funções de temporização para gerir animações. Estas bibliotecas também permitem usar diversos efeitos de transparências, utilizar um gerenciador de eventos para o teclado, o uso do modo de ecrã-inteiro e fornecem suporte para fontes bitmap para escrita de caracteres.

As janelas criadas têm ambas por defeito as dimensões de 800x600 e são inicializadas com as seguintes linhas de comando.

```
1)glutInitDisplayMode(GLUT_DOUBLE | GLUT_RGBA | GLUT_DEPTH);
2)glutInitWindowSize(window_w, window_h);
3)glutInitWindowPosition(window_xi, window_yi);
4)glutCreateWindow("SVI - PFD Primary Fligh Display");
5)glutKeyboardFunc( myKeyboardFunc );
6)glutDisplayFunc(display);
7)glutReshapeFunc(OnReshape);
8)glutMainLoop();
```

As primeiras 4 linhas inicializam a parte de criação e configuração de janela de visualização da biblioteca GLUT. A linha 5 associa ao programa a função para gerir o teclado. A linha 6 chama a

função responsável pelo desenho de objectos no ecrã e a linha 7 serve para o redimensionamento correcto da janela. Finalmente a linha 8 activa o GLUT, criando a janela e dando origem ao início do processamento de eventos.

Estando a janela criada define-se uma janela de visualização através da rotina *glViewport*, que define a área que se pretende observar. Depois é realizado o desenho recorrendo à técnica de double-buffering recorrendo ao *glutSwapBuffers*. Esta técnica evita mostrar o ecrã enquanto este estiver a ser desenhado. Todas as alterações são realizadas numa página escondida, enquanto outra é visualizada. Por fim, as páginas são trocadas, ficando a nova página visível enquanto se desenha na antiga.

No caso do PFD em que se utilizam objectos a três dimensões, é utilizada uma matriz de visualização em perspectiva usando a rotina *glFrustum*. No caso do ND, utiliza-se uma matriz de visualização ortogonal sem perspectiva, conhecida por *glOrtho* para o desenho a duas dimensões. No trabalho a três dimensões convém referir que é necessário utilizar um buffer de profundidade (também conhecido por *z-buffer*) de modo a os objectos serem correctamente desenhados de acordo com o seu nível de profundidade e não existirem sobreposições indesejadas.

Como funções adicionais, referem-se a *glBlendFunc* que permite utilizar transparências e a *glClipPlane* que permite usar planos de corte. As transparências são conseguidas misturando a cor do objecto a desenhar, com as cores dos objectos que já estão desenhados, definindo o nível de transparência através de uma variável. Os planos de corte indicam através da normal associada, a parte do objecto que deve ser desenhada no ecrã e a parte que deve ser cortada.

Além destas ferramentas, outras são usadas para o desenho de figuras geométricas e para a escrita de caracteres no ecrã. Algumas já estão presentes nas bibliotecas e outras são criadas para facilitar o seu uso e conseguir adequar as capacidades do OpenGL para este trabalho. Não se faz a exposição destas, dado a grande extensão de código criado. Contudo este está organizado de modo a separar os diversos elementos desenhados, facilitando a sua consulta caso seja necessário.

É de realçar que as bibliotecas usadas permitem a fácil interacção com o teclado, sendo deste modo criadas diversas opções para o utilizador configurar o ecrã conforme pretenda. Para facilitar a iniciação dos programas foram também definidos ficheiros iniciais de configuração que são carregados no começo do programa e guardados no seu encerramento.

4.2.3. Da Circular FAA AC 25-11 à Concepção Gráfica

Para a concepção do sistema gráfico, teve-se em conta as normas estabelecidas na circular da FAA AC-25-11 [10]. Estas normas regem o modo como a informação nos ecrãs electrónicos de visualização deve estar disposta. Como se pretende implementar uma instrumentação deste tipo no SVI são enunciados de seguida os principais pontos desta circular.

Primeiro esta circular refere alguns tópicos sobre a instalação dos ecrãs. Deixando muito claro que o piloto deve ser capaz de visualizar os ecrãs de informação com o menor desvio possível da linha da sua linha de visão para o exterior e de modo desobstruído. A informação apresentada deve ser claramente visível, com o nível de contraste e iluminação adequados. Deve-se ter em conta a posição, ângulos dos ecrãs e a sua localização para sofrer o mínimo de vibrações possíveis que advenham de outros elementos. Os ecrãs também devem ser consistentes com o cockpit onde se encontram, em termos de tamanho, da forma, das cores usadas e dos alertas que emitam.

Relativamente à informação apresentada esta deve ser perfeitamente discernível para o piloto. As fontes utilizadas na apresentação de texto podem ser serifadas, desde que tenham o tamanho e definição suficientes para que o piloto as possa observar facilmente, evitando más interpretações ou tempos demorados na leitura. O uso de símbolos no ecrã não deve causar qualquer confusão ao piloto sendo facilmente identificáveis e distinguíveis. Quanto aos valores numéricos apresentados estes devem ter a precisão necessária para o piloto não ter dúvidas sobre os seus valores. O uso de escalas deve promover a leitura rápida dos valores numéricos facilitando a percepção da sua escala de grandeza. No caso de estas serem móveis devem acompanhar a tendência dos valores associados.

O esquema de cores usado é também de grande importância. Nesta circular é referido por exemplo que com o envelhecimento normal do olho humano, a capacidade de focar vermelho forte ou de discernir azul de verde vai diminuindo, recomendando a não utilização e conjugação dessas cores. O esquema de cores a usar em alguns componentes também se encontram descrito, referindo desde a utilização de azul e castanho para apresentar o céu e a terra no horizonte artificial, o uso de vermelho em avisos, ou até mesmo a utilização de magenta nos ponteiros de desvio do sistema ILS. É de referir que sobreposição de algumas cores como vermelho em azul, amarelo em verde e amarelo em branco entre outras devem ser evitadas.

Quanto à dinâmica da informação apresentada, uma taxa de actualização mínima de 15 Hz é considerada aceitável. O movimento de elementos no ecrã não deve ter o efeito de “*blur*” em que objectos em movimento rápido perdem nitidez, nem produzir efeitos dinâmicos que tornem a imagem uma fonte de distração ou difícil de interpretar.

A informação também deve ser apresentada de modo a serem mostrados os parâmetros considerados essenciais e que o piloto precise, evitando o chamado “*clutter*” nos ecrãs. Deve ser possível por exemplo a selecção da presença dos indicadores do desvio ILS, pois estes só costumam ser necessários em situações de aterragem.

O modo como os diversos mostradores são organizados no ecrã também é descrito nesta circular. A utilização do T básico deve prevalecer, sendo visualizados os parâmetros primários da aeronave como a atitude, a velocidade, a altitude e o rumo. A localização da indicação da atitude no ecrã deve assumir uma posição central, estando esta rodeada dos restantes parâmetros primários. O mostrador da velocidade deve ocorrer à esquerda e o da altitude à direita, estando os valores numéricos destas alinhados com a origem da indicação da atitude, ou seja, o centro do ecrã. Os parâmetros relativos a velocidades ou o número de Mach devem ser também mostrados à esquerda,

assim como velocidades de referência, como as velocidades em que se possam utilizar os flaps ou até mesmo velocidades de perda. No caso de ser utilizada uma escala móvel para a velocidade, o valor mínimo para a sua extensão é de 80 nós e deve estar graduada com incrementos de 5 nós e incrementos maiores de 20 nós. A indicação da velocidade vertical deve ser apresentada à direita no ecrã sendo apresentada à direita da indicação da altitude.

Parâmetros relacionados com a altitude, identificando a altitude como sendo barométrica, devem ser indicados à direita. No caso da escala móvel, a sua graduação deve ser com incrementos de 100 pés ou de 50 pés, e com uma escala mínima de 20 pés. A indicação de altitudes de referência e de aviso para altitudes baixas ou demasiado elevadas também devem ser apresentadas.

A indicação do rumo da aeronave deve ser feita inferior do ecrã, podendo ser usado um indicador rotativo com os diversos rumos. Informação sobre se por exemplo o rumo é magnético ou real, também pode ser disponibilizada. Relativamente à ajuda ILS, o desvio para o localizer deve estar localizado no inferior do ecrã e para a glideslope deve estar à direita da indicação da altitude. O horizonte artificial pode ser visível em todo o ecrã para melhorar a sua percepção. A aeronave costuma ser representada por um símbolo amarelo facilmente distinguível para o piloto. Para a indicação de modos de voo e pilotos automáticos, deve usar-se a parte superior do ecrã respeitando o código de cores verde para certos modos de voo.

Finalmente, informação relativa à navegação, ou informações meteorológicas, deve ser apresentada em outros ecrãs multi-funções. Caso sejam utilizados sistemas como o Terrain Awareness and Warning System (TAWS) ou o Traffic alert and Collision Avoidance System (TCAS) entre outros, eles próprios seguem normas de apresentação que devem ser respeitadas em conjunto com as desta circular.

Estando as normas descritas de uma forma geral, decidiu-se conceber dois ecrãs que não só respeitassem as normas descritas mas que também fossem moldáveis ao SVI. Estes dois ecrãs são o PFD e o ND, já descritos no sistema EFIS (Secção 3.3.2.). É de referir que o ND não segue regras tão específicas como o PFD, dado que é no PFD que se apresenta as informações primárias de voo. O principal objectivo do ND é auxiliar o piloto na navegação tirando proveito das rádio ajudas implementadas e poder servir também de monitor de outros parâmetros. Estes parâmetros passam por informações referentes ao motor, ao combustível da aeronave e de certos comandos que se queiram monitorizar.

Em ambos os ecrãs é permitido o uso de unidades imperiais ou métricas, mas por uma questão de maior utilização das primeiras, serão estas as utilizadas nos ecrãs, podendo ser alteradas futuramente se for pretendido.

4.2.4. Primary Flight Display

O resultado para o PFD é o visível na Figura 4.12.

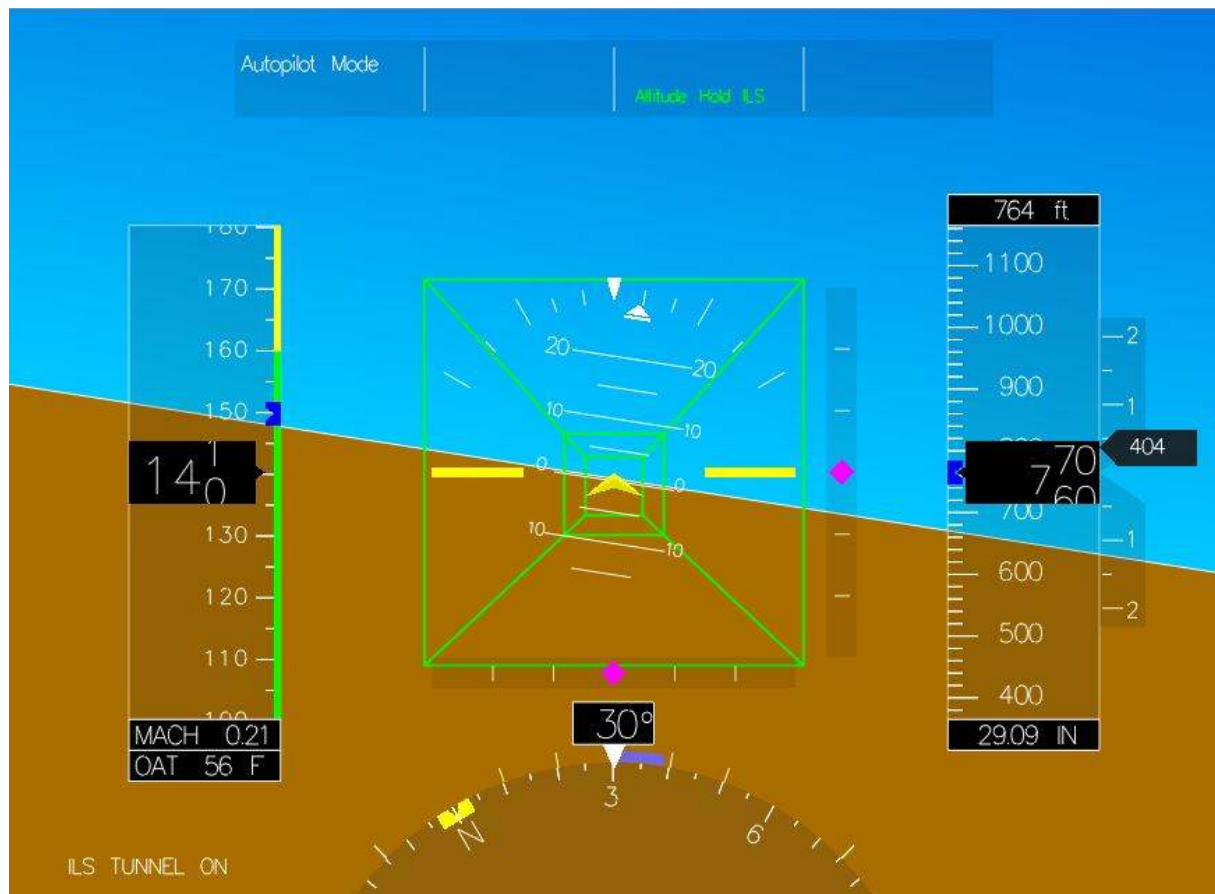


Figura 4.12. Primary Flight Display.

Como se pode observar, foram respeitadas as normas referidas anteriormente. Primeiro foi respeitado o T básico, estando os diversos elementos concordantes com o anteriormente descrito. São também visíveis as escalas quer da indicação de velocidade quer da indicação da altitude. Quer o altímetro, quer o velocímetro podem indicar valores de referência indicados pelos marcadores azuis visíveis. Estes valores de referência podem ser provenientes de valores impostos pelos pilotos automáticos ou serem manualmente definidos.

É também visível na coluna de velocidades, marcas para diferentes velocidades definidas. A cor branca corresponde à velocidade de uso dos flaps, a cor verde corresponde a velocidades normais da aeronave e a vermelha a velocidades que possam por em causa o voo aeronave a simular, como a velocidade de perda. Na coluna da altitude, estão definidas marcas de cor vermelha para altitude máximas e mínimas definidas. Estas colunas podem ser vistas com mais detalhe nas Figuras 4.13 e 4.14.

Na coluna da altitude também se observa a velocidade de subida, que a indica numa barra deslizante numa escala de -2000 a 2000 pés por minuto. Quando o valor da velocidade de subida excede os 2000 pés o mostrador da velocidade fica fixo na posição superior ou inferior a 2000 pés consoante o sinal da velocidade, mas continua a mostrar o valor da velocidade no mostrador, como se pode observar na Fig. 4.14.



Figura 4.13. Coluna da velocidade.

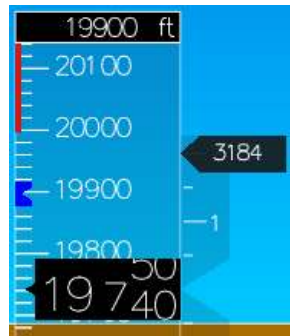


Figura 4.14. Coluna da altitude.



Figura 4.15. Rumor e ângulo de derrapagem.

Na indicação do rumor, presente na Fig. 4.15 existe um marcador amarelo para um rumor que possa ser manualmente definido ou que esteja definido pelo piloto automático respectivo. Junto ao mostrador do rumor é mostrado o ângulo de derrapagem com uma escala de 10°.

São também exibidos como se encontra na Fig. 4.16, alertas a vermelho quando ângulos de picada de -30° e 35° são alcançados.

Estão ainda disponíveis junto ao altímetro os mostradores da altitude de referência e da pressão dinâmica. Junto ao velocímetro podem ser visualizados os mostradores da velocidade de referência, do número de Mach e da temperatura exterior.

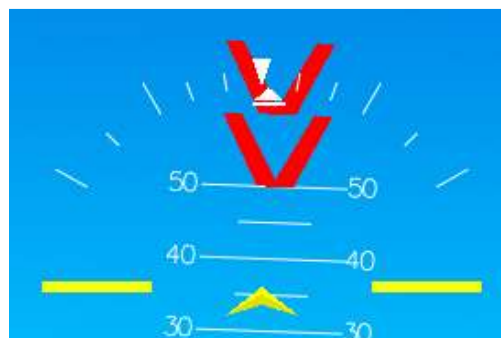


Figura 4.16. Aviso de ângulo de picada excessivo.

Para o uso do sistema ILS existem dois mostrados que indicam o desvio quer lateral e vertical do localizer e da glideslope, podendo a sua escala ser definida. Normalmente encontra-se definida com um desvio de 1,5°.

4.2.5. Túnel ILS

Estando os parâmetros primários de voo indicados no PFD, decidiu-se implementar com os dados do sistema ILS, um inovador sistema de aterragem em túnel para auxiliar o piloto na aproximação à pista. Este túnel serve de guia na fase em que pretende com precisão colocar-se na rota do sistema ILS. Foi desenhado de forma simples para não distrair o piloto, e dá uma visão clara das alterações que o este terá que realizar para se colocar na rota apropriada para a aproximação.

Para desenvolver o chamado túnel, calcula-se a trajectória de aproximação a seguir pelo avião. Na figura tridimensional da aterragem pressupondo que a aeronave se encontra orientada de acordo com a pista. Esta trajectória é criada pela função *ILSPOINTS.m*, que através dos desvios que a aeronave tem que fazer para se colocar correctamente na trajectória para aterrar, calcula três pontos que a aeronave terá que percorrer. O primeiro destes três pontos é dado pelo deslocamento que o avião terá que fazer para se colocar de acordo com a trajectória para a pista, de modo a anular os desvios que este tenha dos feixes das antenas localizer e glideslope (mencionados em 4.1.1.3). Como tal, sugere-se um primeiro ponto, cujo deslocamento é de $(-d_{loc}, -d_{gs}, 0)$, utilizando o referencial da pista de aterragem (x_f, y_f, z_f) . O terceiro ponto corresponde ao começo da pista e corresponderá a um deslocamento de $(-d_{loc}, -(d_{gs} + H_f), (R_{loc} - x_{loc}))$. O segundo ponto é um ponto intermédio dado pela recta dos outros dois. Estes três pontos irão constituir o centro do túnel que irá ser desenhado no sistema gráfico. Matematicamente este sistema é simples, mas permite utilizar um sistema intuitivo para o piloto conseguir correctamente se localizar no feixe que o permita realizar uma aterragem segura.

O desenho do túnel é realizado no centro do ecrã recorrendo a pontos de coordenadas enviados pelo bloco da navegação, seguindo um esquema de cores simples mas eficiente. No caso de a aeronave estar na proximidade do aeroporto, ou seja a 40 milhas náuticas destes e com desvios do localizer e da glideslope superiores a 1.5° este túnel aparece no ecrã de cor vermelho. Caso pretenda efectuar a aproximação à pista e usar o túnel, pode tentar alinhar o túnel com o centro do ecrã. Este irá ficar da cor verde caso esteja a 1.5° dos desvios respectivos, podendo o piloto de seguida guiar-se pelos mostradores dos desvios, para uma aproximação mais precisa.

Caso o piloto deseje desligar o túnel pode facilmente fazê-lo com o pressionar de uma tecla do teclado designada para esse efeito. É de realçar que o túnel também foi criado com parâmetros de escala, quer de profundidade quer de deslocamento no plano do ecrã, para facilitar a sua customização conforme seja pretendido.

4.2.6. Navigation Display

O ND criado encontra-se visível na Figura 4.17.



Figura 4.17. Navigation Display.

As ajudas rádio são então visíveis no inferior do ND, apresentando a frequência destas, a sua identificação e alguns parâmetros que advêm destas. Nas estações VOR aparece a indicação TO ou FROM, e caso seja uma estação VOR-DME a distância que a aeronave se encontra desta. Aparece também a estação no círculo horizontal caso esta esteja ao alcance e dentro da escala. Sendo também apresentada uma seta de cor verde com o desvio em relação à radial pretendida da estação, caso o sistema VOR esteja activo. A escala para o desvio à radial está fixada nos 10°, podendo ser alterada. A ajuda ILS, aparece com a distância ao aeroporto e com o símbolo da pista no círculo horizontal, caso esta esteja dentro da escala.

Podem ser também visíveis parâmetros do motor, sendo estes apresentados por um taquímetro, por um medidor da sua pressão e por medidores de pressão e temperatura do óleo. Nestes mostradores à esquerda no ND também se colocaram mostradores referentes ao combustível como a sua quantidade e a taxa de consumo. As escalas destes mostradores podem ser alteradas definido o seu valor máximo.

À direita também é possível a visualização de alguns comandos como o estado do trem de aterragem, a posição dos flaps e o trimmer do leme de profundidade e dos ailerons. Alguns extras foram adicionados ao ND, como a posição actual da aeronave, a TAS, a GS, a velocidade e

orientação do vento e até a escala que esteja a ser usada no círculo referente à situação horizontal da aeronave.

Também é possível observar neste ecrã, três pontos que sejam previamente definidos na rota do avião, provenientes do bloco de navegação do módulo. A figura seguinte exemplifica esta situação combinando com o modo ARC do ND onde só a situação frontal em relação ao avião é apresentada.



Figura 4.18. Modo ARC do ND.

4.2.7. Ficheiros de Configuração Inicial

Foram também criados dois ficheiros de configuração inicial, quer para o PFD quer para o ND. Nestes ficheiros é possível configurar os valores iniciais usados pelos sistemas gráficos, sendo possível definir o tamanho e posição das janelas de visualização e até as portas e endereços IP usados para comunicar com o programa MATLAB.

Dependendo do ficheiro, certas constantes podem ser definidas. No caso do PFD é possível alterar por exemplo os valores definidos para as altitudes máximas e mínimas, as velocidades para utilizarem-se os flaps, a utilização do túnel ILS e as suas escalas que permitem alterar o seu formato e deslocamentos no ecrã. No caso do ND além de algumas opções de visualização como a TAS ou a velocidade do vento, também é possível configurar os parâmetros do motor e se é pretendido visualizar ou não a parte dos comandos da aeronave.

```

!! Primary Flight Display !!
!! Display configurations !!

Mach Indicator          ON
OAT Indicator           ON
P. Indicator            ON
AltitudeRef             OFF
SpeedRef                OFF
Autopilot               ON

ILS Bars                ON
Scale Bars              =1
ILS Tunnel              OFF
Depth Scale             =2
XY scale Tunnel         =3

Speed Indicat.         ON
Us0                     =10
Ufe                     =0
Us1                     =20
Un0                     =160
Une                     =200

Indicator Hmax          ON
Value Hmax              =9000
Indicator Hmin          ON
Value Hmin              =1

Matlab Inputs           OFF
Initial Screen          ON
Fullscreen              OFF

Resolution              =500
Width                   =500
Height                  =350

Initial Position Screen
Xi                      =770
Yi                      =15

Communication Settings
IP                      =127.0.0.1
Port                    =2000

```

Figura 4.19. Configurações iniciais do PFD.

```

!! Navigation Display !!
!! Display configurations !!

Scale Indicator          ON
Motor Indicators         ON
Controls Indicators      ON
Mode ARC                 ON
Indicator TAS            ON
Indicator GS              ON
Indicator Wind            ON

Indicator Navigation     ON
Indicator Position       ON
Display WayPoints        OFF

Engine Parameters
Fuel max                 =400
Rpm max                  =10000
MANP max                 =400
Fuelflow max             =20
Oil Pres. max            =5
Oil Temp. max            =5

Matlab Inputs           OFF
Initial Screen          ON
Fullscreen              OFF

Resolution              =500
Width                   =500
Height                  =350

Initial Position Screen
Xi                      =770
Yi                      =400

Communication Settings
IP                      =127.0.0.1
Port1                    =2001
Port2                    =2002

```

Figura 4.20. Configurações iniciais do PFD.

Ao serem encerrados os programas, as alterações são também guardadas nos mesmos ficheiros. Os ficheiros são visíveis na janela de comando aberta quando são executados os programas do PFD e do ND. Estas podem ser observadas nas Figuras 4.19 e 4.20.

4.3. Interface Gráfica com o utilizador

Com o intuito de ser permitido ao piloto poder alterar os parâmetros do módulo, sem ter que estar no ambiente *Simulink*, é concebida uma interface gráfica (GUI) com o bloco de interface com o piloto. Esta interface visível na Fig.4.21 permite ao utilizador definir facilmente diversas constantes, presentes nos blocos do módulo. Estas constantes comandam os blocos dos pilotos automáticos e de navegação.

A interface é construída recorrendo à ferramenta GUI Design Environment (GUIDE) do MATLAB para compor o seu aspecto gráfico. Depois programa-se a função de cada objecto que possa ser alvo de interacção.

A interface criada pode ser então observada na Fig. 4.21. Através desta interface o piloto pode utilizar as diversas ajudas rádio disponíveis, introduzindo as frequências correspondentes às ajudas DME, VOR ou ILS. No que respeita à ajuda VOR o piloto pode utilizar a barra OBS, para localizar a radial a que se encontra, ou para definir uma radial pretendida da estação VOR e procurar orientar a aeronave para a seguir.

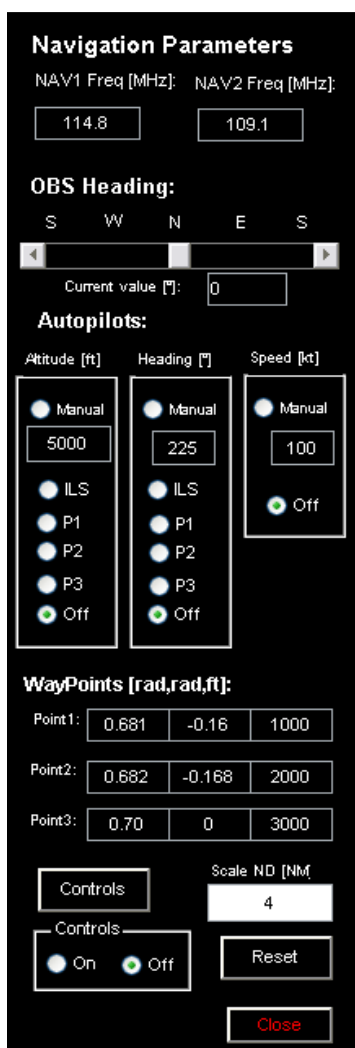


Figura 4.21. Interface GUI.



Figura 4.22. Comandos na interface GUI.

Também se torna mais fácil o uso dos pilotos automáticos, podendo ser seleccionada manualmente a altitude, rumo ou velocidade que pretenda atingir. O piloto também pode utilizar os pilotos automáticos, para atingir a altitude definida pelo feixe da glideslope e para ficar com o mesmo rumo da pista de modo a facilitar a aproximação à pista. É possível ao piloto definir nesta interface os três pontos que pretenda seguir, já referidos no bloco de navegação. O piloto pode definir qual o

ponto que pretende seguir, em coordenadas LLA e através dos pilotos automáticos de altitude e rumo atingi-lo.

É também possível definir a escala utilizada no ND, ligar ou desligar os comandos e efectuar um *reset* à simulação voltando a aeronave à posição inicial. Através desta interface também é possível aceder a outra interface simples que permite o controlo da aeronave através dos seus comandos, impondo-lhes um valor constante como é visível na Figura 4.22.

Capítulo 5

Avaliação operacional do módulo

5.1. Testes de comunicação

Para efeitos de avaliação do módulo construído, implementou-se um conjunto de blocos em *Simulink* que simulam a dinâmica de um avião, a ligação ao programa FlightGear e o envio de dados à plataforma de movimento. Os quatro blocos simulados são visíveis na Figura 5.1.

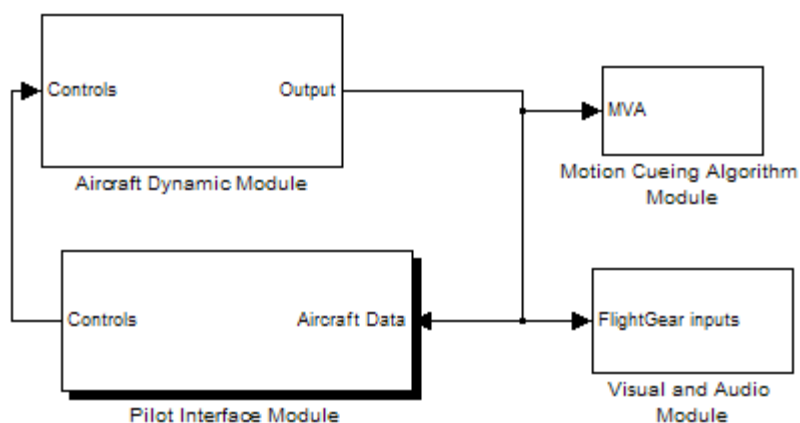


Figura 5.1. Blocos para a simulação SVI.

Para o bloco da dinâmica, são enviados os valores dos comandos, previamente parametrizados. Para o módulo do movimento são enviados as acelerações e velocidades no referencial local da aeronave. Dado que todos os módulos comunicam entre si via UDP, foram testadas as comunicações entre computadores com uma ênfase especial no módulo de interface com o piloto. Foi inclusive criado no sistema gráfico EFIS um modo de teste visível nas Figuras 5.2 e 5.3., para ser possível observar os vários sinais recebidos pelo MATLAB.

A recepção dos dados pelo sistema foi satisfatória, não tendo sido notado algum atraso nem corrupção destes. A taxa de actualização dos ecrãs, correndo no mesmo computador foi de cerca de 40 fps.



Figura 5.2. Modo de teste do PFD.



Figura 5.3. Modo de teste do ND.

5.2. Ambiente de Simulação Implementado

Para avaliar devidamente o módulo de interface criado, decidiu-se recriar-se um ambiente de simulação semelhante ao que irá ocorrer no SVI. Só assim foi possível observar os pilotos automáticos, o sistema de navegação e o sistema EFIS em funcionamento.

Para simular a dinâmica de uma aeronave recorreu-se novamente à biblioteca AeroSim, utilizando um bloco chamado *Complete Aircraft*. Este bloco reúne diversas ferramentas desta biblioteca que simulam a dinâmica da aeronave de um modo completo tendo em conta os efeitos aerodinâmicos, os efeitos propulsivos, os efeitos da atmosfera e até simula as características da terra (gravidade, campo magnético e forma) adoptando o modelo elipsóide WGS84. Este bloco recorre aos parâmetros específicos de uma aeronave presentes num ficheiro de extensão *mat*, para configurar os diversos parâmetros dos subblocos.

A aeronave utilizada para a simulação é uma Navion observável na Fig. 5.4. Esta aeronave é de fabrico Norte-Americano inspirada no P-51 Mustang. O modelo simulado tem capacidade para quatro passageiros, apresenta um peso de 1247 kg com combustível, possui uma envergadura de 10 m e dispõe de uma motorização com 260 CV.



Figura 5.4. Aeronave simulada Navion.

Dado que futuramente este bloco que simula a dinâmica de uma aeronave irá ser substituído por um dos módulos do simulador, não se alonga a explicação deste mas faz-se um breve estudo da resposta da aeronave a diferentes situações.

Utiliza-se também o software de simulação FlightGear para simular o ambiente 3D externo à aeronave. Para se efectuar o envio dos dados para o programa recorre-se a outra biblioteca compatível com a ferramenta *Simulink* a *Aerospace Blockset*. Esta biblioteca é semelhante às já apresentadas. A razão da sua utilização é a compatibilidade com as mais recentes versões do FlightGear. Esta biblioteca contém um bloco chamado *FlighGearPackNetFdm* que utiliza os dados da aeronave e os coloca no formato compatível com a versão do FlightGear v0.9.10. De seguida envia o conjunto de dados através de uma ligação UDP para um endereço IP e portas específicas definidas no FlightGear através de comandos específicos. Este envio é realizado por um bloco da biblioteca o *Send net_fdm Packet* como se observa na Figura 5.5.

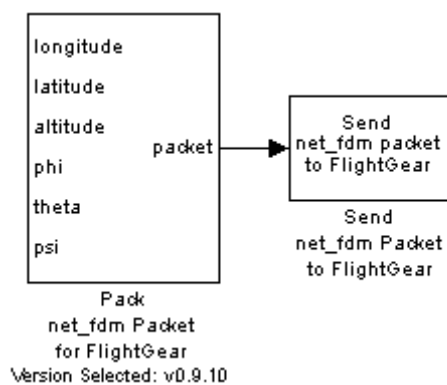


Figura 5.5. Blocos de comunicação com o FlightGear.



Figura 5.6. Aeroporto de Lisboa pista 03.

Estes dois blocos permitem o envio de diversas variáveis da aeronave a simular incluindo a posição, atitude, velocidade, acelerações, variáveis das superfícies de controlo, variáveis dos comandos do motor e até o estado do trem de aterragem.

Contudo para efeitos de simulação basta serem enviados a posição da aeronave em formato *Lat, Lon, Alt* (WGS84) e os ângulos de rolamento, guinada e picada definidos pelos ângulos de Euler no bloco da dinâmica do avião. Para melhorar a realidade da simulação, foram carregados no programa FlightGear os dados referentes ao aeroporto de Lisboa para que este pudesse ser utilizado em aproximações e descolagens como se pode visualizar na Figura 5.6.

5.3. Testes do Sistema Implementado

Para testar o módulo criado no ambiente previamente descrito, realizaram-se de seguida diversos testes. Começa-se por testar a resposta dos comandos analisando a resposta do ângulo de rolamento e picada, prosseguindo para a análise do sistema de pilotos automáticos. Por fim, avalia-se os sistemas de navegação em conjunto com o sistema gráfico EFIS.

5.3.1. Testes dos Comandos: Ângulos de Rolamento e Picada

Após um ajuste das constantes dos controladores PI e PID do ângulo de rolamento e de picada, foi analisada a capacidade de resposta da aeronave a diversos pedidos de deflexão do leme de profundidade e dos ailerons. Usaram-se escalões de 5° , 15° e 30° Figuras 5.7 e 5.8. e ondas quadradas de amplitude de 40° para o ângulo de picada e de 35° para o ângulo de rolamento nas Figuras 5.9 e 5.10.

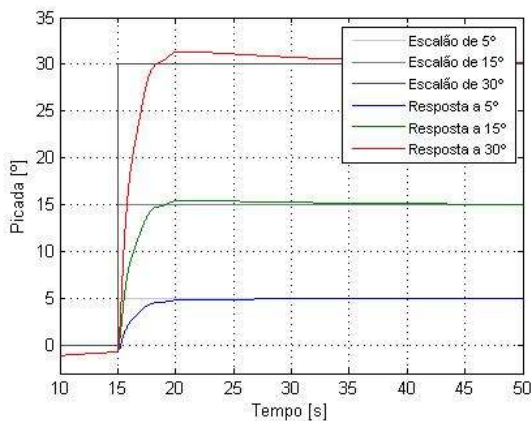


Figura 5.7. Resposta do ângulo de picada a diversos escalões.

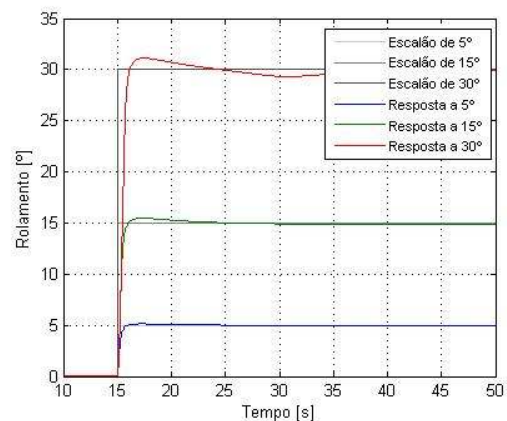


Figura 5.8. Resposta do ângulo de rolamento a diversos escalões.

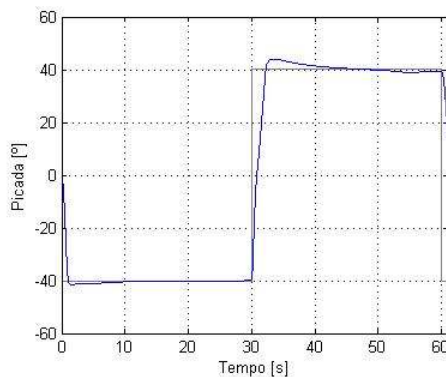


Figura 5.9. Resposta do ângulo de picada a uma onda quadrada.

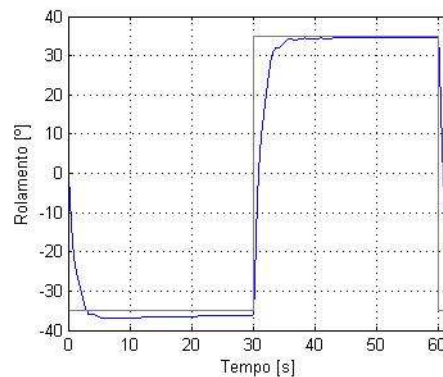


Figura 5.10. Resposta do ângulo de rolamento a uma onda quadrada.

O sistema de controlo mostrou-se então eficiente, obtendo-se uma resposta rápida aos pedidos, que estabilizava com poucas oscilações, mesmo com pedidos elevados.

5.3.2. Testes dos Pilotos Automáticos: P/A de Altitude

Para o teste do piloto automático de altitude realizou-se uma subida dos 2000 para os 2500 m e uma descida dos 2000 para os 1000 m, para uma velocidade inicial de 75 m/s. Figuras 5.11 e 5.12.

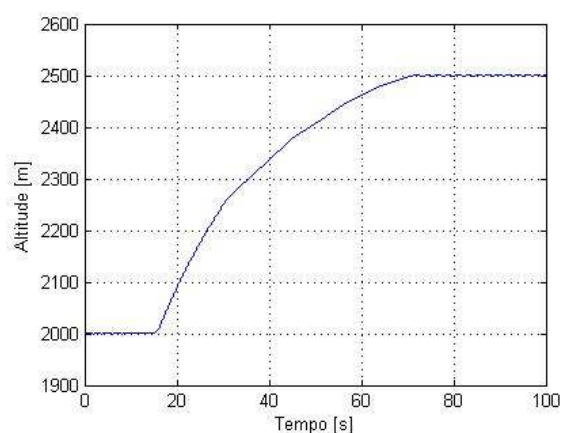


Figura 5.11. Subida de 2000 para 2500 m.

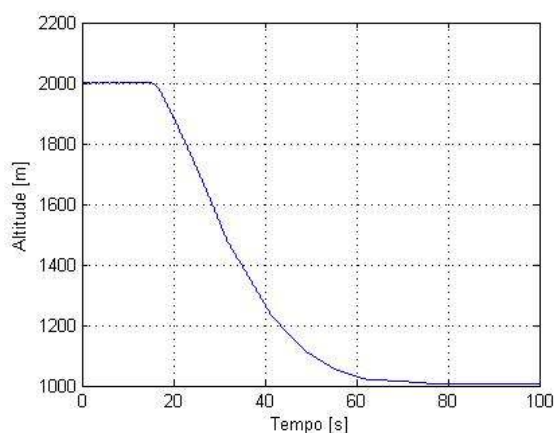


Figura 5.12. Descida de 2000 para 1000 m.

Foi também realizado um teste para o estabelecimento de um voo a diversas altitudes como é visível na Fig. 5.13. Como se pode observar a aeronave simulada cumpriu claramente o pretendido. Realizaram-se ajustes nos parâmetros do piloto automático de altitude, tendo sido procurado um compromisso entre tempo de estabelecimento da altitude pretendida e a manutenção desse mesmo valor.

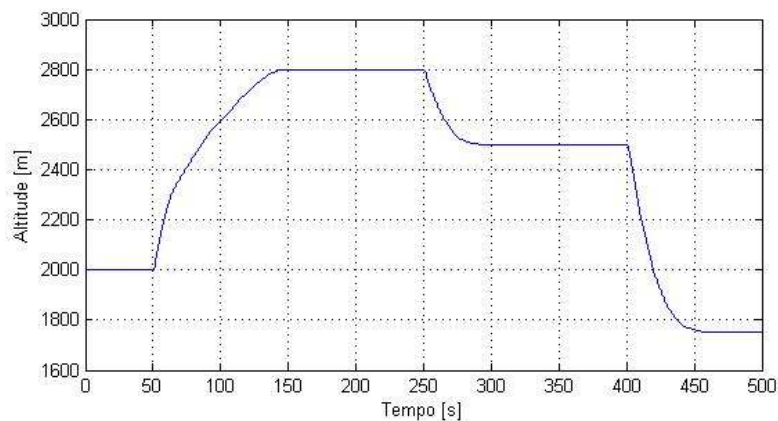


Figura 5.13. Voo a diferentes altitudes.

5.3.3. Testes dos Pilotos Automáticos: P/A de Rumo

Relativamente ao piloto automático de rumo, realizou-se primeiro um teste para uma passagem do rumo inicial da aeronave, para um rumo de 180° , Figura 5.14. De seguida testou-se diversos rumos, começando a 45° , passando por 300° e finalmente por 150° . É de ressaltar que de 45° para 300° , a aeronave faz a viragem de rumo mais curta, como se pode observar na Fig. 5.15.

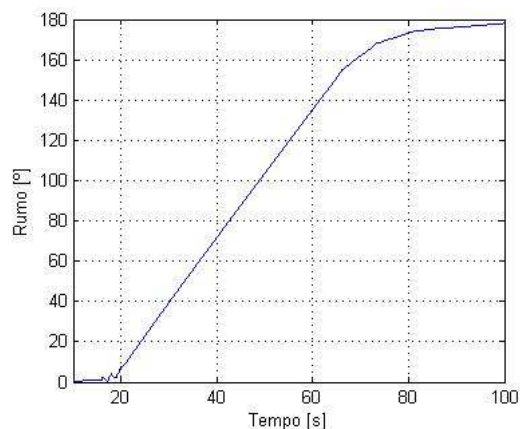


Figura 5.14. Mudança de rumo de Norte para Sul.

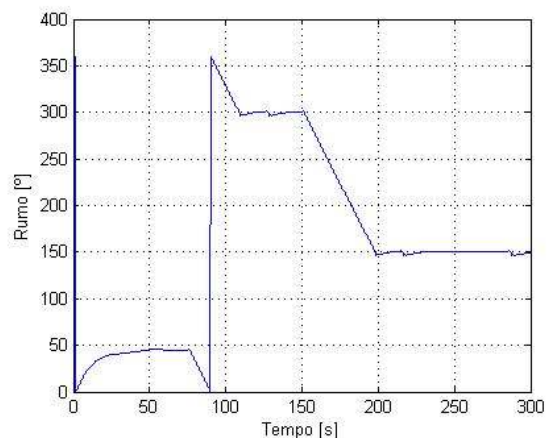


Figura 5.15. Diversas alterações de rumo.

5.3.4. Testes dos Pilotos Automáticos: P/A de Velocidade

O piloto automático de velocidade foi testado tentando seguir um sinal com uma variação de velocidade de 75 para 100 m/s e outro com um aumento para 90 m/s e uma diminuição para 45 m/s para a aeronave cumprir.

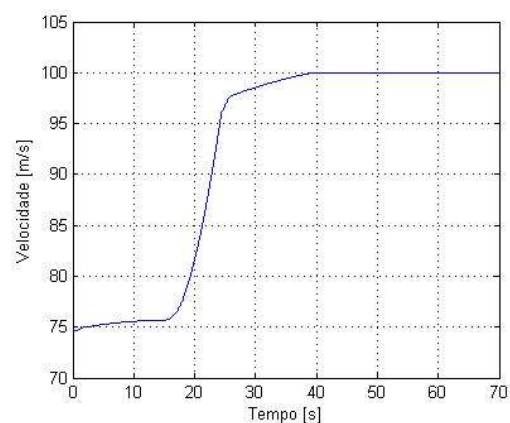


Figura 5.16. Aumento da velocidade de 75 para 95 m/s.

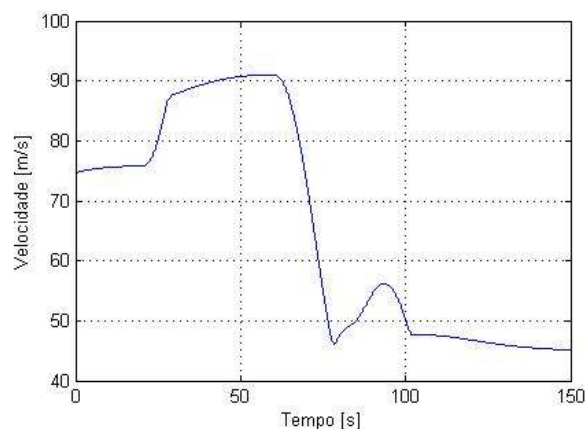


Figura 5.17. Simulação a várias velocidades.

As velocidades pretendidas foram alcançadas, apesar de existirem algumas oscilações para serem alcançados os valores pretendidos. Sendo estas mais notórias na desaceleração da velocidade, como é observado na Figura 5.17.

5.3.5. Testes dos Sistemas EFIS e de Navegação

5.3.5.1. Sistemas de Navegação VOR/DME no ND

Para o teste das ajudas rádio DME e VOR, foi primeiro ajustado a frequência da estação pretendida, que possuísse estas duas ajudas. Após este ajuste foi visível no ND, o aparecimento da estação VOR caso esta estivesse dentro da escala, e da distância à estação. Através do OBS da interface GUI foi possível localizar a radial a que a aeronave se encontrava da estação.

Exemplifica-se duas situações. A primeira presente na Figura 5.18 mostra a aeronave a afastar-se da estação VOR, estando na radial 286° da estação. O desvio relativo à radial pretendida é de aproximadamente 2,5°, estando a aeronave à direita da radial pretendida.



Figura 5.18. Sistema VOR, radial 286°.

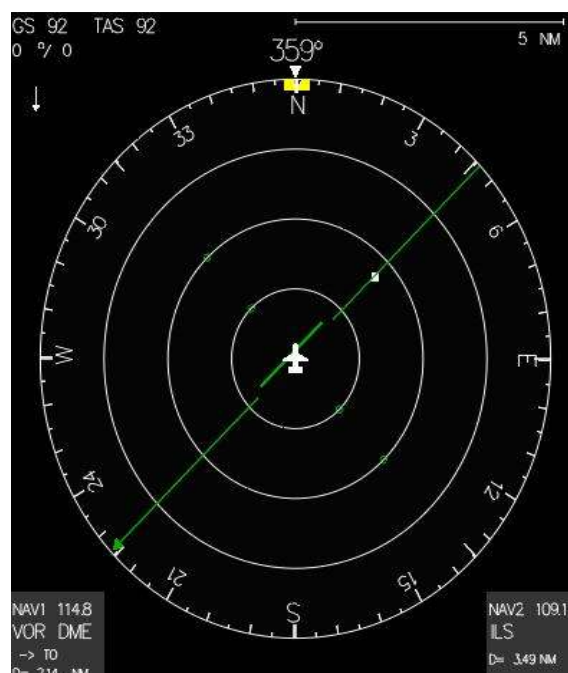


Figura 5.19. Sistema VOR, radial 226°.

Na Figura 5.19, tem-se a situação oposta estando a aeronave na radial 226° da estação e a aproximar-se desta. Nota-se um pequeno desvio da radial indicando que a aeronave se encontra

ligeiramente à esquerda da radial pretendida. Em ambos os casos, a estação VOR também simula uma estação DME e fornece a distância em milhas náuticas no visor.

Ambas as situações permitem validar a operacionalidade dos sistemas de navegação DME e VOR, e a sua utilização com o sistema de visualização ND em conjunto com a interface gráfica criada.

5.3.5.2. Sistema ILS no PFD e no ND

Para o teste do sistema ILS, escolheu-se a pista 03 do aeroporto de Lisboa, introduzindo-se a frequência associada a este sistema ILS, que permite a simulação da recepção dos sinais do localizer e da glideslope.

Na proximidade da pista, ou seja a uma distância menor que 40 milhas náuticas e com os ângulos do com o feixe do localizer e da glideslope menores que 60° , aparecem no PFD as barras de desvio ILS e o túnel de aterragem. Conforme se pode observar na Fig. 5.20 o túnel apresentará uma cor vermelha se os desvios para a pista forem superiores a $1,5^\circ$.

O túnel passará a verde quando os desvios forem menores que $1,5^\circ$ e nessa altura o piloto poderá utilizar as barras de desvio que se encontram escaladas para esses valores, para correctamente realizar a aproximação como se encontra nas Figuras 5.21 e 5.23. Na Fig. 5.22 observa-se o ND que indica a distância à pista.



Figura 5.20. Aterragem fora dos desvios ILS mínimos.



Figura 5.21. Aterragem dentro dos desvios ILS mínimos.



Figura 5.22. ND numa aproximação.

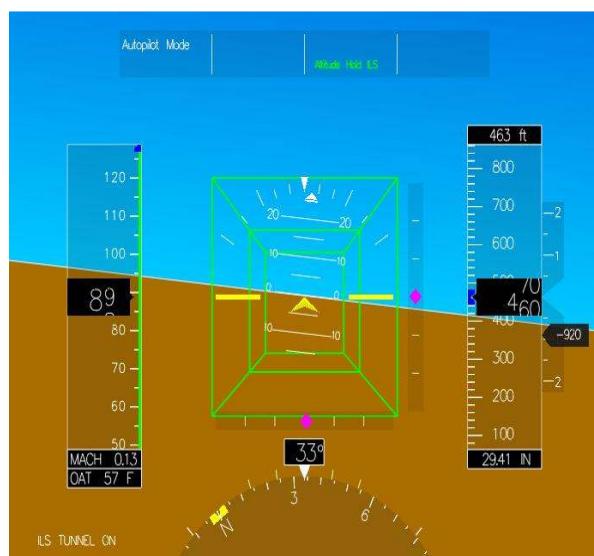


Figura 5.23. Aproximação à pista seguindo o túnel.



Figura 5.24. Chegada à pista.

À medida que a aeronave se aproxime da pista, o túnel vai diminuindo de profundidade formando uma espécie de baliza onde o avião deverá atravessar, para realizar a aterragem visível na Figura 5.24.

Esta aproximação à pista, permite concluir que os sistemas de ajuda à aterragem criados, foram bem integrados nos sistemas de visualização de informação EFIS e auxiliam de forma clara o piloto nesta fase crítica de voo.

Capítulo 6

Conclusões e propostas de trabalho futuro

6.1. Conclusões

Nesta dissertação desenvolveu-se com sucesso o módulo de interface com o piloto do SVI. O estado inicial de desenvolvimento do simulador forçou a que se tivesse que cobrir do modo mais abrangente e completo possível, as diversas áreas consideradas fundamentais na interface com o piloto. Tal levou a uma abordagem geral e não específica, de modo a ficar estabelecida uma base para futuros desenvolvimentos.

As principais funcionalidades implementadas foram os comandos fornecidos ao piloto e um sistema de visualização de informação EFIS que foi concebido de raiz. De modo a complementar o módulo, projectou-se também um sistema de controlo baseado em controladores clássicos e forneceram-se as principais ajudas à navegação DME, VOR e ILS. Em conjunto com uma interface GUI para facilitar a interface com o próprio módulo, foi possível criarem-se pilotos automáticos de altitude, rumo e velocidade para testar a operacionalidade do módulo em diversas situações.

A concepção do sistema EFIS teve por base a norma da FAA AC-25-11, respeitando as suas regras relativas ao sistema de cores a usar e à organização de informação no ecrã. Usufruidando do sistema desenvolvido, criou-se um novo sistema de aterragem em túnel de modo a revelar as potencialidades gráficas do sistema para favorecer o aumento da percepção do piloto em situações críticas como aterragens.

Com este trabalho foi possível por em prática diversos conceitos adquiridos ao longo do curso. É de salientar a enorme importância que as disciplinas de Gráfica Computacional, Controlo, Sistemas de Controlo de Tráfego e Sistemas Aviónicos Integrados tiveram neste projecto.

Mesmo não estando o cockpit do SVI devidamente instalado por questões técnicas e de ordem temporal, foi possível realizarem-se testes, que aprovam já a operacionalidade e a sua futura integração do módulo no simulador.

6.2. Sugestões para trabalho futuro

Uma das vantagens deste simulador de cariz universitário é permitir que futuramente se possam melhorar os sistemas implementados e desenvolver novas soluções. No âmbito desta tese podem-se destacar diversos trabalhos futuros relacionados com a interface com o piloto.

A análise de situações que tenham levado a acidentes em aviação constitui uma boa fonte de pesquisa de problemas que possam ser investigados no SVI. Realça-se acidentes causados por ambiguidades de leitura de dados que podem ser analisados com o sistema EFIS do módulo de interface. Assim uma proposta será a adição de símbolos que permitam uma clara identificação dos dados, como por exemplo a indicação do valor dos ângulos de ataque e derrapagem lateral.

Uma melhoria significativa do sistema EFIS pode também ocorrer, se novas aplicações gráficas forem construídas em continuidade com o sistema criado. A integração de um sistema de visão sintética (SVS), visível na Figura 6.1 é um exemplo de como se pode melhorar significativamente os sistemas de visualização de informação para o piloto.



Figura 6.1. Sistema SVS TIS.



Figura 6.2. Sistema HUD.

Com este sistema é possível dar à tripulação uma visão 3D sintética da vista exterior recorrendo a uma base de dados do terreno. Este tipo de sistemas também tem evoluído nos chamados Tunnel-In-the-Sky (TIS) [12] [13] usados no simulador SIMONA, que realizam a predição e estimação da trajectória da aeronave, criando um túnel para orientar o piloto. Em combinação com um sistema SVS conseguem dar condições de navegabilidade mais intuitivas para o piloto. É mesmo considerado o PFD do futuro por Miller [17].

Outro sistema que poderá vir a ser implementado no SVI já usado em algumas aeronaves e em simuladores, é o sistema Head-up-display (HUD) [14]. Este sistema permite ao piloto receber a informação necessária de vários sistemas sem ter que desviar a atenção do espaço exterior. Consiste geralmente num monitor de vidro transparente colocado entre o piloto e a janela do cockpit, como se pode observar na Figura 6.2.

Considerando outras áreas, destaca-se o reconhecimento de voz e sistemas de ecrãs sensíveis ao toque que possam vir a introduzir novas melhorias na interface com o piloto.

Finalmente quando o simulador estiver operacional, recomenda-se que seja efectuada uma avaliação de carácter subjectivo a um conjunto de pilotos para avaliar o módulo implementado e melhorar certas características deste que só com o uso intensivo do simulador poderão ser descobertas.

Bibliografia

- [1] Stroosma, O., Paassen, R. and Mulder, M., *Using the SIMONA research simulator for human-machine interaction research*. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. AIAA-5525, Austin, California, 2003.
- [2] Abbink, F.J., *Man-Machine Interfaces for Future Civil Aviation*. National Aerospace Laboratory, Amsterdam, 1993.
- [3] Root, E., *A Re-configurable hardware-in-the-loop Flight Simulator*. Master Thesis, Russ College of Engineering and Technology of Ohio University, 2004.
- [4] Handal, J., Thesis *Graphical Pilot Interface Simulator*. Louisiana State University, 2005.
- [5] Garrel., *Projecte ICARUS - Sistema de navegació automàtic*. Master Thesis, Universitat Politècnica de Catalunya, 2006.
- [6] HJ.Farrell and M.Barth, *The Global Positioning System & Inertial Navigation*. McGraw Hill 1999.
- [7] Kayton M. and Walter R. Fried, *Avionics Navigation Systems (second edition)*. Wiley-Interscience 1997.
- [8] Joint Aviation Requirements JAR-AMJ 25-11: Large Aeroplanes Electronic Display Systems, 1998.
- [9] Joint Aviation Requirements. JAR-STD 1A: Aeroplane Flight Simulators, 2001.
- [10] Federal Aviation Administration Advisory Circular AC 25-11A: Electronic Flight Deck Displays. 2007.
- [11] Instrument Federal Aviation Administration, *Flying Handbook*. U.S. Department of Transportation, 2007.
- [12] E. Theunissen, G.J.M. Koeners and F.D. Roefs, *Guidance, Situation Awareness and Integrity Monitoring with an SVS+EVS*, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, AIAA 2005-6441 San Francisco, California, 2005.
- [13] E. Theunissen and G. J. M. Koeners, *Terrain following and terrain avoidance with synthetic vision*. IEEE 0-7803-9307-4/05/20.00, Delft University of Technology, 2005.
- [14] Russel V. and M. Busquets, *HUD With a Velocity (Flight Path) Vector Reduces Lateral Error During Landing in Restricted Visibility*. International Journal of Aviation Psychology, Vol. 17 No 1, pages 91-108 Langley Research Center Hampton, Virginia, 2007.
- [15] Russel V. and M. Busquets, *Spatial Awareness Comparisons Between Large-Screen, Integrated Pictorial Display and Conventional EFIS Displays During Simulated Landing Approaches*. NASA Technical Paper 3467, Virginia, 1994.
- [16] Garmin, *G1000 Cessna Nav III EFIS Cockpit Reference Guide*. 2004.

- [17] Otten, Jacco. *The Visualization of Temporal Information in Tunnel In The Sky Displays*. Master Thesis, Delft University of Technology, 2005.
- [18] Sweet, W. Spectrum, *The glass cockpit flight deck automation*. IEEE Volume 32, Issue 9, pág. 30–38, 1995.
- [19] Stokes and Wickens, *Aviation Displays*. McGraw-Hill 1988.
- [20] GLUT - The OpenGL Utility Toolkit.
Disponível online: <http://www.opengl.org/resources/libraries/glut/>.
- [21] OpenGL Tutorials Ne-He Productions. Disponível online: <http://nehe.gamedev.net/>.
- [22] Tanenbaum, Andrew S., *Modern Operating Systems (second edition)*. Prentice-Hall, 2001.
- [23] AeroSim Blockset Version 1.2 User's Guide, Unmanned Dynamics.
- [24] Rauw, M.O., *FDC 1.2 - A Simulink Toolbox for Flight Dynamics and Control Analysis*. Zeist, The Netherlands, (second edition: Haarlem, The Netherlands, 2001). ISBN: 90-807177-1-1, 1997.
- [25] The Mathworks, *Aerospace Blockset for Simulink*. User's guide, September 2005.
- [26] Jorge, J.P., *Desenvolvimento e integração do módulo de controlo e de simulação da dinâmica de uma aeronave num Simulador de Voo*. Master thesis, Instituto Superior Técnico, 2008.
- [27] Vaz, L.M., *Desenvolvimento e integração de um módulo de simulação de movimento*. Master thesis, Instituto Superior Técnico, 2007.
- [28] Costa, S.E., *Desenvolvimento e integração do módulo de simulação visual e sonora num Simulador de Voo*. Master thesis, Instituto Superior Técnico, 2008.
- [29] Costa, B., Fonseca A. Folhas da cadeira de Sistemas Aviónicos Integrados. Instituto Superior Técnico, 2007.
- [30] Branco, P., *Introdução aos actuadores de superfícies de comando de voo*. Folhas da cadeira de Sistemas de Controlo de Superfícies de Voo, Instituto Superior Técnico, 2004.
- [31] Brederode, V., *Fundamentos de Aerodinâmica Incompressível*. Edição do Autor, Instituto Superior Técnico, 1997.
- [32] Bemporad, A. *Controlle di Sistemi con Saturazione – Controllo Digitale*. 2006.
- [33] Cook, E., *Flight simulation boundaries - barriers to progress or guidelines to success*. In *Proc. Flight Simulation - Expanding the boundaries*, pag. 4.1–4.10. The Royal Aeronautical Society, 1997.
- [34] Skans, N.S. and Barnes, A.G., *Fifty years of success and failure in flight simulation*. In *Proc. 50 Years of Flight Simulation*, pag. 1–24. The Royal Aeronautical Society, 1979.
- [35] Advani, S.K., *The kinematic design of flight simulator motion-bases*. PhD thesis, Delft University of Technology, 1998.

- [36] Rodchenko, V.V., Zaichik, L.E., and Yashin, Y.P., *Motion cueing on research flight simulators*. In *CEAS Symposium on Simulation Technologies - Making it real*, pag. MC02/1–12, 1995.
- [37] R.P.A.M. Teunissen. *Ab-initio zft: Creating pilots without wings*. In *Proc. Flight Simulation - Expanding the boundaries*, pag. 13.1–13.8. The Royal Aeronautical Society, 1997.
- [38] Hall, J.R., *Motion versus visual cues in piloted flight simulation*. In *Proc. AGARD Conf. on Flight Simulation*, pag. 17.1–17.13, 1978.
- [39] Reid, L.D., *Technical evaluation report*. In *AGARD Conference on Flight Simulation – Where are the challenges*, pag. T1–T9, 1996.
- [40] Anderson, S.B., *Historical review of piloted simulation at NASA AMES*. In *AGARD Conference on Flight Simulation - Where are the challenges*, pag. 1.1–1.13, 1995.
- [41] Steurs M., Mulder M., Paassen R., *A Cybernetic Approach To Assess Flight Simulator Fidelity*. AIAA 2004-5442, Delft University of Technology, 2004.
- [42] Conijn, C., *Developments in high quality motion systems for flight and driving simulators used in r&d and training*. In *CEAS Symposium on Simulation Technologies - Making it real*, 1995.
- [43] Rehmann Albert J., *A Handbook of Flight Simulation Fidelity Requirements for Human Factors Research*, Virginia, 1995.
- [44] Giovannetti, D.P., *NASE AMES Research Center Simulation Laboratories*. NASA Ames Research Center, 2003.
- [45] NASA VMS. Disponível online: <http://www.ffc.arc.nasa.gov/vms/vms.html>.
- [46] TU Delft SIMONA. Disponível online: <http://www.simona.tudelft.nl>.
- [47] Boeing Fatalities by Accident Categories. Disponível online: http://www.boeing.com/commercial/safety/pf/pf_fatalities_by_accident_categories_cht.html.
- [48] MATLAB User's Guide. The Math Works Inc., 2007.
- [49] *Simulink* User's Guide. The Math Works Inc., 2007.
- [50] CH products. Disponível online: <http://www.chproducts.com/retail/index.html>
- [51] Basler M., Spott M., Buchanan S., Berndt J., Buckel S. *FlightGear Manual version 1.0* December 31, 2007. Disponível online: <http://www.flightgear.org/Docs/getstart/getstart.html>.
- [52] X-Plane data Airport data (apt.dat) Navigation data (nav.dat) 810 version. Disponível online: <http://x-plane.org/home/robinp/Apt810.htm>.

ANEXOS

ANEXO A

Eixos de Referência e Coordenadas

Ao longo do trabalho são utilizados maioritariamente dois referenciais. Neste anexo estes são sucintamente abordados, em conjunto como o sistema WGS84, recorrendo a [6].

A.1 Sistema Roll Pitch Yaw

O primeiro diz respeito ao referencial da aeronave RPY, da figura A.1. Neste referencial o eixo X aponta na direcção da aeronave, o Y encontra-se na asa direita e o Z aponta para baixo.

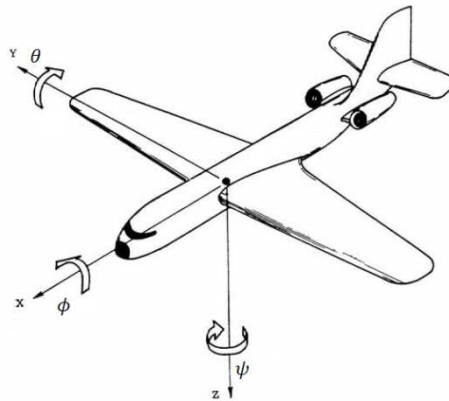


Figura A.1. Referencial da aeronave RPY.

São definidos os ângulos de Euler em torno destes eixos. O ângulo de picada é dado por θ , o de rolamento por ϕ e o de guinada por ψ . Os sentidos dos ângulos são os concordantes com os da Figura A.1. Dado que a trajectória da aeronave pode não coincidir com o seu eixo longitudinal definem-se o ângulo de ataque α e o ângulo de derrapagem β . Estes e os seus sentidos estão definidos na Figura A.2.

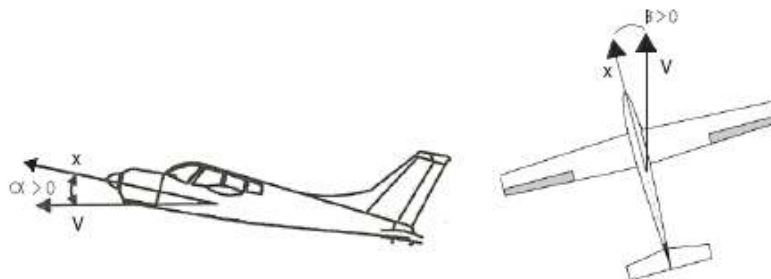


Figura A.2. Ângulos de ataque e derrapagem.

A.2 Sistema North East Down

O outro referencial usado neste trabalho é o referencial NED. O eixo X aponta para Norte, o Y para Este e o Z para o centro da Terra, como é visível na Figura A.3.

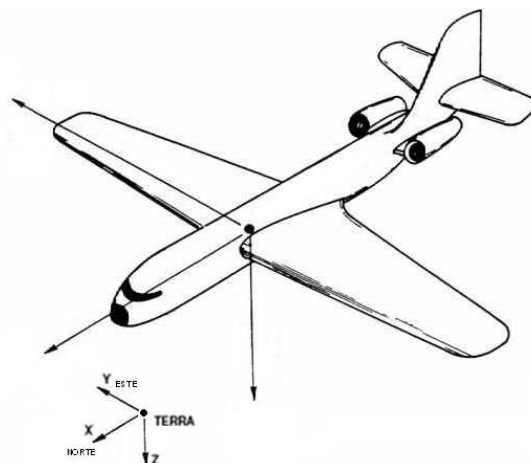


Figura A.3. Referencial NED.

A passagem deste referencial para o RPY realiza-se através da sequência de rotações ψ , θ e ϕ em torno dos eixos respectivos. Assumindo que o eixo Z nos dois referenciais assume a mesma direcção, basta realizar uma translação.

A.3 Sistema WGS84

O modelo WGS84 define um elipsóide com o eixo maior a e um menor b , como na Tabela A.1. As coordenadas de um ponto P à superfície dadas pela latitude λ , longitude ϕ , e altitude h . Os parâmetros da elipse e a sua excentricidade e são dados pelas expressões A.1 e A.2.

Eixo maior (a)	6378137.0 m
Eixo menor (b)	6356752.314245 m

Tabela A.1. Parâmetros WGS84

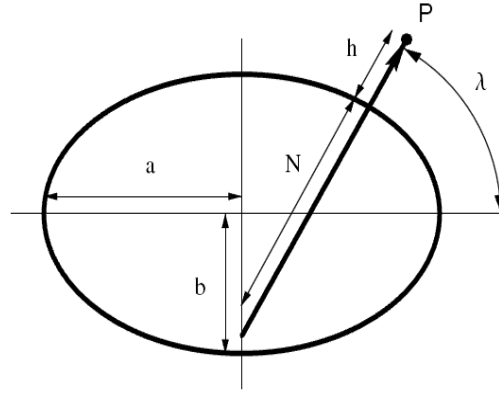


Figura A.4. Modelo elipsóide WGS84.

$$f = \frac{a-b}{a} \quad (\text{A.1})$$

$$e = \sqrt{f(2-f)} \quad (\text{A.2})$$

A.4 Conversão de referenciais ECEF para NED

Recorrendo à excentricidade da elipse e à latitude do ponto consegue-se obter a distância normal à superfície da terra ao eixo z dada por $N(\lambda)$ em A.3.

$$N(\lambda) = \frac{a}{\sqrt{1-e^2 \sin^2(\lambda)}} \quad (\text{A.3})$$

Torna-se então possível saber o valor das coordenadas do ponto P no referencial cartesiano.

$$x = (h + N) \cos(\lambda) \cos(\phi) \quad (\text{A.4})$$

$$y = (h + N) \cos(\lambda) \sin(\phi) \quad (\text{A.5})$$

$$z = (h + (1 - e^2)N) \sin(\lambda) \quad (\text{A.6})$$

Após a transformação para coordenadas cartesianas, transforma-se estas para o que será o centro do referencial NED dado pelos pontos (x_0, y_0, z_0) em A.7.

$$x' = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} x0 \\ y0 \\ z0 \end{bmatrix} \quad (\text{A.7})$$

Com a latitude λ e longitude ϕ basta realizar as respectivas rotações sobre os eixos a que estas correspondem e obtém-se A.9.

$$x'' = \begin{bmatrix} e \\ n \\ d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -\sin(\lambda) & \cos(\lambda) \\ 0 & -\cos(\lambda) & -\sin(\lambda) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -\sin(\phi) & \cos(\phi) & 0 \\ \cos(\phi) & \sin(\phi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} x' \Leftrightarrow$$

$$x'' = \begin{bmatrix} -\sin(\phi) & \cos(\phi) & 0 \\ -\cos(\phi)\sin(\lambda) & -\sin(\lambda)\sin(\phi) & \cos(\lambda) \\ -\cos(\lambda)\cos(\phi) & -\cos(\lambda)\sin(\phi) & -\sin(\lambda) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x - x0 \\ y - y0 \\ z - z0 \end{bmatrix} \quad (\text{A.8})$$

$$\begin{bmatrix} n \\ e \\ d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos(\phi)\sin(\lambda) & -\sin(\lambda)\sin(\phi) & \cos(\lambda) \\ -\sin(\phi) & \cos(\phi) & 0 \\ -\cos(\lambda)\cos(\phi) & -\cos(\lambda)\sin(\phi) & -\sin(\lambda) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x - x0 \\ y - y0 \\ z - z0 \end{bmatrix} \quad (\text{A.9})$$

ANEXO B

Ajudas à Navegação

Parte deste trabalho consiste na implementação das ajudas rádio DME, VOR e ILS. Este anexo serve como complemento ao já mencionado na implementação destas, servindo essencialmente para compreender como estas funcionam na realidade, recorrendo a [7].

B.1 Sistema DME

O Distance Measuring Equipment (DME) é uma ajuda rádio que mede a distância entre uma aeronave e uma estação através do atraso na propagação de sinais de rádio VHF ou UHF. A aeronave consegue saber a distância ao enviar e receber um sinal de dois pulsos de duração e separação definidos.

É normal usar este equipamento juntamente com estações VOR ou junto à antena localizer para ter-se com precisão a distância à pista. Normalmente a potência usada neste equipamento é cerca de 100 W conseguindo ter um alcance com cerca de 50 Km.

A aeronave tem o papel de interrogador, interrogando o transmissor no solo com uma serie de pares de pulsos. A estação no solo responde com uma sequência idêntica de pares de pulsos com um atraso preciso de tipicamente 50 microsegundos. O receptor DME a bordo da aeronave procura esse sinal através do correcto espaçamento entre os pulsos.

As frequências de funcionamento estão geralmente relacionadas com as frequências utilizadas no sistema VOR. O interrogador DME a bordo da aeronave funciona de 1025 a 1150 MHz e os transponders DME transmitem desde 962 a 1150 MHz e recebem de 962 a 1213 MHz. A banda de frequências é dividida em 126 canais para interrogação e 126 canais para a resposta do transponder.

As estações DME identificam-se com três letras enviadas a 1350 Hz em código morse, podendo ter o mesmo código de uma estação VOR ou ILS se estiver acoplada a este. A precisão deste sistema tem de ser menor que 370 m para considerá-lo em funcionamento.

B.2 Sistema VOR

O VHF Omnidirectional Range Radio (VOR) é equipamento que emite um sinal que informa a aeronave de qual a sua radial em relação à estação VOR. O sistema funciona na gama de frequências entre 108 e 118 MHz.

Uma estação VOR emite sinais que são recebidos pelos receptores a bordo da aeronave. Um sinal é constante em todas as direcções (sinal de referência omnidireccional) e outro sinal é variável na sua fase com uma rotação de 360° , (seno de 30 Hz). Quando o sinal variável passa nos 360° (Norte magnético), ambos os sinais estão em fase. Aos 180° os sinais estão completamente desfasados. Ambos os sinais são recebidos pelos receptores a bordo da aeronave que irá medir a desfazagem entre os dois, sabendo então a que radial a que o avião está em relação à estação VOR.

A principal vantagem deste sistema consiste na radial que é fornecida ao piloto, podendo este facilmente a seguir, construindo uma espécie de estradas aéreas.

B.3 Sistema ILS

O sistema Instrument Landing System (ILS) é o sistema standard para aterragens de aeronaves. Alguns sistemas ILS permitem mesmo aterragens em condições que não exista visibilidade sobre a pista. O ILS é constituído por vários equipamentos que trabalham em conjunto criando assim um sistema fiável.

Os três principais componentes do ILS são o localizer, o glideslope e os Marker beacons.

O localizer é um emissor que está situado a aproximadamente 300 m do final da pista de aterragem e emite um feixe VHF ao longo da pista que indica a direcção da mesma. Este feixe é recebido pela aeronave que por sua vez irá determinar a sua posição em relação ao eixo da pista, desta forma o piloto saberá qual a sua rota de aterragem e pode alterar a sua direcção convenientemente (esquerda ou direita). O localizer emite um feixe com dois sinais diferentes deslocados de um certo ângulo. Um sinal tem uma modulação de 90 Hz e o outro de 150 Hz, estes sinais são emitidos em VHF com uma portadora entre 108 e 112 MHz. A aeronave detecta os dois sinais e com recurso ao DDM (Difference in Depth of Modulation) consegue determinar a sua posição em relação ao eixo. Isto porque a diferença entre os coeficientes de modulação dos dois sinais varia consoante a posição em relação ao feixe. Esta informação é traduzida num mostrador que tem uma agulha que indica para que lado está a direcção correcta.

O glideslope é um emissor que está situado próximo do início da pista de aterragem, emite um feixe UHF indicando uma trajectória de 3° em relação ao solo. A localização do glideslope é optimizada de modo a originar uma trajectória ideal para aterrar na pista.

O glideslope em semelhança ao localizer emite um feixe com dois sinais deslocados, um referente à típica trajectória de 3° e outro abaixo também modulados por 90Hz e 150 Hz respectivamente. O feixe é emitido em UHF com uma portadora entre 328.6 e 335.4 MHz. Usando a mesma técnica utilizada no localizer, o DDM, é possível a aeronave saber se está na trajectória correcta (acima ou abaixo).

Os Marker Beacons são emissores localizados a uma certa distância do início da pista e emitem um feixe VHF formando uma espécie de baliza que a aeronave terá que passar para aterrar.

Podem existir até três balizas que correspondem a três distâncias diferentes, o Inner Marker, o Middle Marker e o Outer Marker. Este equipamento pode ser substituído por um DME, que indica à aeronave permanentemente a sua distância em relação a pista.

Todos os Marker Beacons emitem um feixe na vertical a 75 MHz mas modulados de diferentes maneiras, quer na frequência, quer no padrão. O padrão utilizado na modulação é do género código Morse (traço e ponto), a escolha deste padrão entrou em conta com o tempo que aeronave demora a percorrer a área do feixe a uma velocidade de 180 Km/h.

Para a aeronave receber estes sinais emitidos pelo ILS terá que ter um receptor para cada sinal capaz de compreendê-los. No caso dos sinais do glideslope e do localizer, ocorre uma transformação do sinal para uma frequência intermédia FI e em seguida faz-se a sua desmodulação. Na saída do desmodulador temos o sinal com as frequências 90 e 150 Hz. Estas duas frequências são separadas e rectificadas. A diferença entre os seus níveis faculta a DDM, ou seja o desvio em relação à trajectória correcta. Esta informação é visualizada a partir de um ponteiro num mostrador.

Todos os elementos do ILS são cuidadosamente monitorizados, e caso exista algum que não esteja a funcionar correctamente origina um alarme de aviso e desliga o sistema ILS automaticamente.

Existem as chamadas categorias de performance de ILS, que permitem através dos equipamentos e das condições de visibilidade (condições meteorológicas) tomar decisões sobre se é possível efectuar ou não uma aterragem segura. Descrevem-se de seguida as diferentes categorias

Categoria I - Uma aproximação por instrumento de precisão com uma altura de decisão não menor que 60 m (200 pés) e visibilidade não menor que 800 m ou contacto visual com a pista não menor que 550 m.

Categoria II - Uma aproximação por instrumento de precisão com uma altura de decisão menor que 60 m (200 pés) mas não menor que 30 m (100 pés), e contacto visual com a pista não menor que 350 m.

Categoria III possui três subdivisões:

Categoria III A - Uma aproximação por instrumento de precisão com uma altura de decisão menor que 30 m (100 pés), ou nenhuma altura de decisão e contacto visual com a pista não menor que 200 m.

Categoria III B - Uma aproximação por instrumento de precisão e pouso com uma altura de decisão menor que 15 m (50 pés), ou nenhuma altura de decisão e contacto visual com a pista menor que 200 m mas não menor que 50 m.

Categoria III C - Uma aproximação por instrumento de precisão e pouso sem altura de decisão e sem restrições visuais da pista.

ANEXO C

Blocos do módulo de Interface com o Piloto

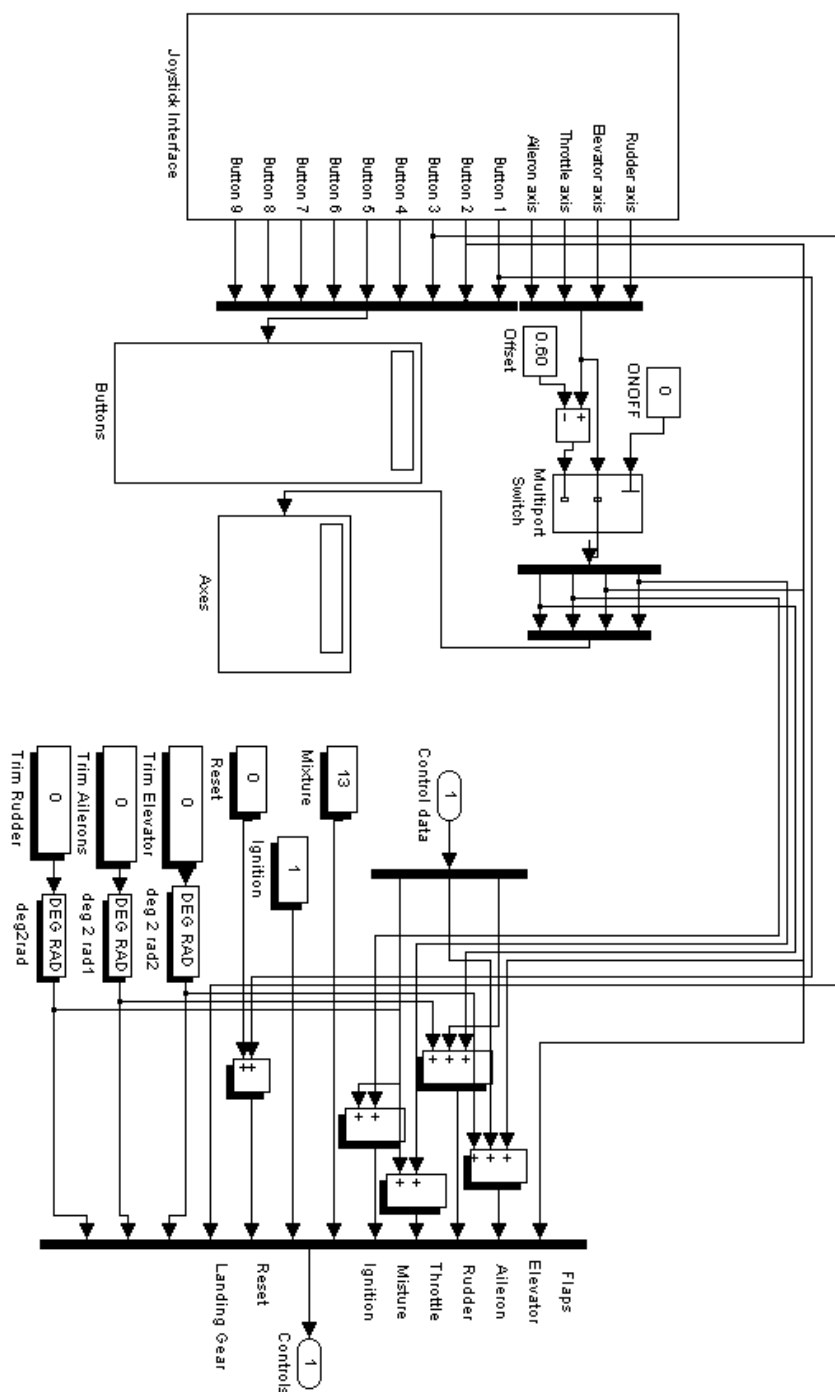


Figura C.1. Bloco dos Comandos.

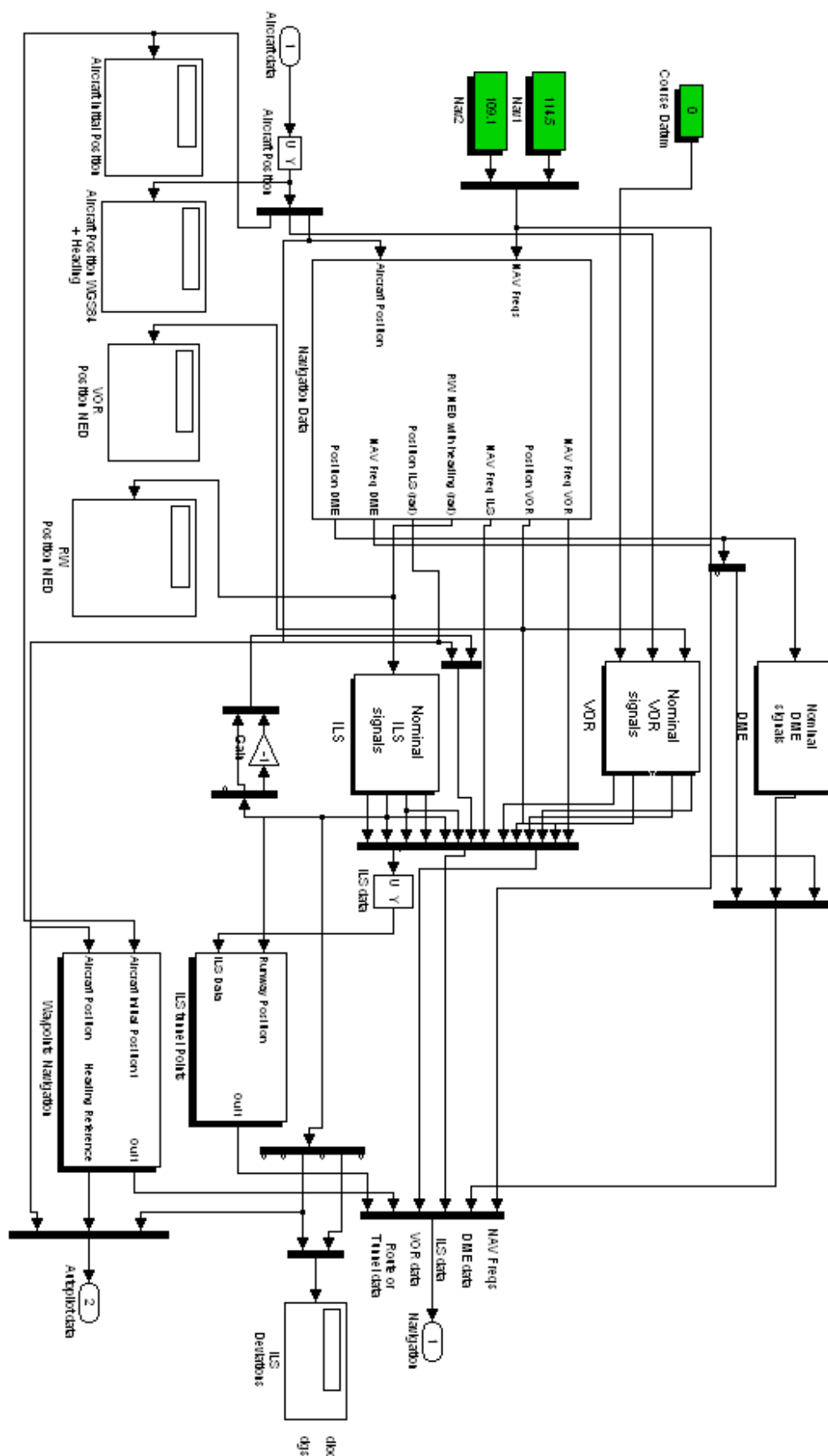


Figura C.2. Bloco da Navegação.

ANEXO D

Aeronave Simulada

D.1 Modelo da Aeronave em *Simulink*

Para a simulação da aeronave recorreu-se ao bloco *Complete Aircraft* da biblioteca AeroSim. As equações que regem este bloco assim como o seu funcionamento encontram-se explicados em [23]. Refere-se que este bloco utiliza diversos blocos constituintes desta biblioteca para simular um modelo da atmosfera e um modelo da Terra onde resolve as equações de movimento da aeronave através de modelos aerodinâmicos, de propulsão, de inércia e das equações das forças e momentos.

O conjunto dos blocos é visível na Fig. D.1.

D.2 Parâmetros da Aeronave

Os parâmetros utilizados para configurar os diversos modelos deste bloco estão presentes no ficheiro *navioncfg.mat*. Este ficheiro contém a informação presente na Tabela D.1:

Parâmetro:	Valor:	Parâmetro:	Valor:
AlphaBnd	[-0.1 0.5]	Cma	-0.683
BetaBnd	[-0.5 0.5]	Cmalphadot	-4.36
CDM	0	Cmde	-0.923
CDda	0	Cmdf	0
CDde	0	Cmq	-9.96
CDdf	0	Cnbeta	0.071
CDdr	0	Cnda	-0.0035
CDmin	0.04	Cndr	-0.072
CGempty	[-0.0695 0 -0.25]	Cnp	-0.0575
CGgross	[-0.0782 0 -0.2]	Cnr	-0.125
CL0	0.3	Jempty	[1410.06 3931 4745.4 135.6]
CLM	0	Jeng	0
CLa	4.44	Jgross	[1420.9 4067.5 4786.1 149.1]
CLalphadot	0	Jprop	0.2926
CLde	0.355	MAC	1.7374
CLdf	0	MAP	[57.6 64.34 71.1 77.9 85 91 98]
CLmind	0.3	Power	[]
CLq	3.8	RPM	[2000 2200 2400 2600 2700]
CYbeta	-0.564	Rprop	0.94
CYda	0	S	17.0942
CYdr	0.157	TSL	291.15
CYp	0	VaBnd	[30 100]
CYr	0	b	10.1803
Clbeta	-0.074	mempty	1000
Clidr	-0.134	Mgross	1247.392
Clp	-0.41	osw	0.7
Clr	0.107	pSL	102300
Cm0	0	rAC	[-0.0782 0 -0.2]
CmM	0	rHub	[2.1875 0 0]

Tabela D.1. Parâmetros da aeronave Navion.

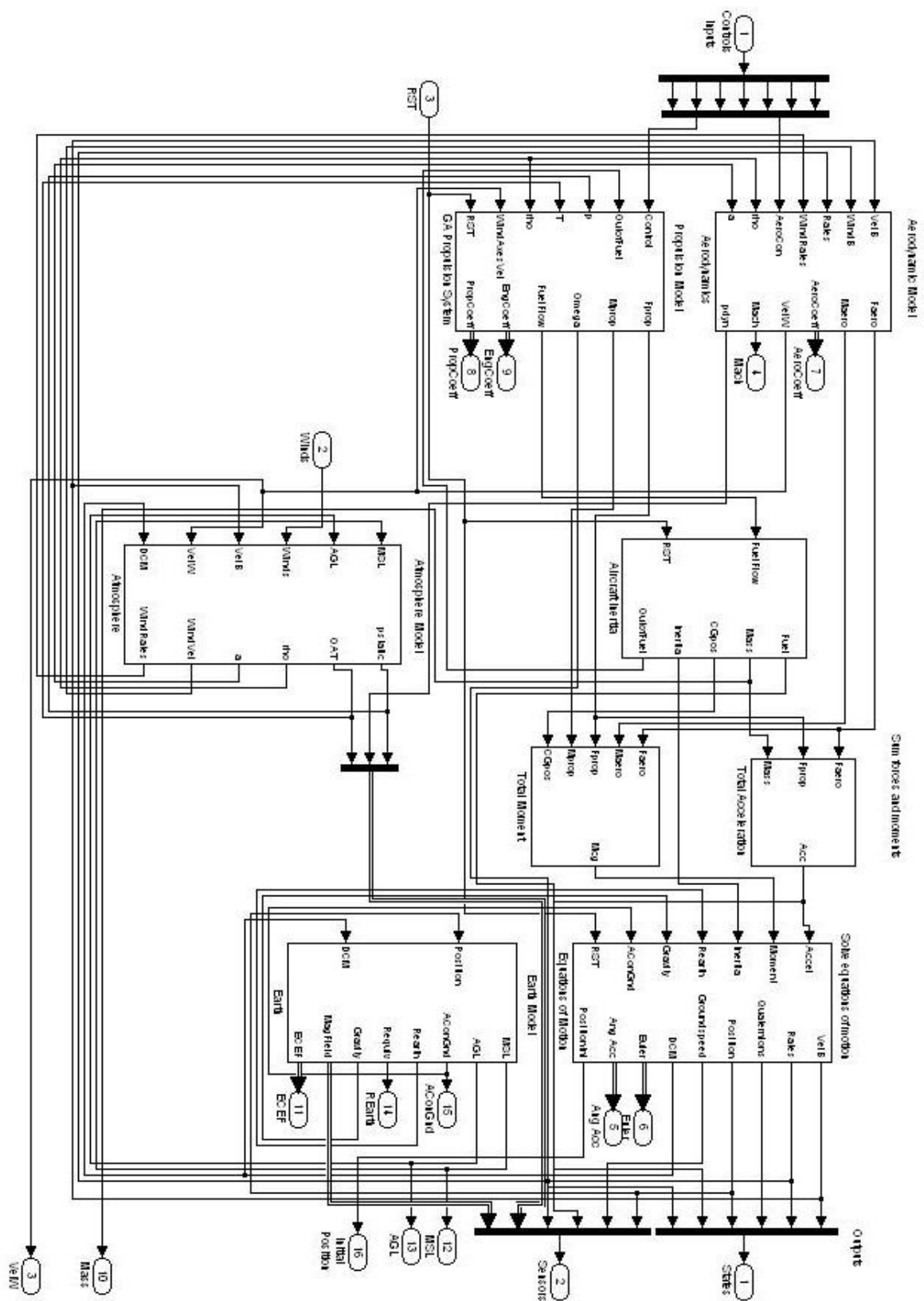


Figura D.1. Modelo Simulink da Aeronave Simulada.

ANEXO E

Manual de Instalação e de Operação do Sistema EFIS SVI

1. Instalação de bibliotecas

OpenGL [20]: Extrair glut-3.7.6-bin; Copiar **Glut32.dll** para %WinDir%\System.

Biblioteca AeroSim: Extrair aerosim-edu-1.2; Executar o install.exe.

2. Executar o Sistema EFIS PFD e ND

Abrir ficheiros de configuração inicial: **config_pdf.txt** e **config_nd.txt**.

Configurar opções, tamanhos e posições das janelas.

Configurar portas e endereços IP. Por defeito: Porta PFD 2000.

Portas ND 2001;2002.

IP do computador local: 127.0.0.1.

Em caso de erro consultar os ficheiros de configuração config_pfd_SAFE.txt e o config_nd_SAFE.txt.

3. Módulo de Interface com o Piloto em *Simulink* pilotSVI.mdl

O modelo espera as saídas do módulo da dinâmica, simulado pelo bloco *Complete Aircraft* da biblioteca AeroSim [23] :

Entradas	Saídas
Speed Wind Axes	Flaps
Euler Angles	Elevators
Aircraft States Vector	Ailerons
Mach	Rudder
Wind speed	Throttle
Aircraft Sensors Vector	Mixture
MSL	Ignition
AGL	Reset
Engine Coef.	Landing Gear
Controls	
Initial Position	

Tabela E.1. Entradas e saídas do módulo em *Simulink*.

- Speed Wind Axes: $[V_a \beta \alpha]$ em [m/s m/s m/s].
- Euler Angles: $[\theta \phi \psi]$ em [rad rad rad].
- Aircraft States Vector: $[u \ v \ w \ p \ q \ r \ e0 \ ex \ ey \ ez \ Lat \ Lon \ Alt \ mfuel \ \Omega_{eng}]$ em [m/s m/s m/s rad/s rad/s rad/s rad rad m Kg rad/s].
- Wind speed: $[W_N \ W_E \ W_D]$ em [m/s m/s m/s].
- Aircraft Sensors Vector: $[Lat \ Lon \ Alt \ VN \ VE \ VD \ ax \ ay \ az \ p \ q \ r \ pstat \ pdyn \ OAT \ Hx \ Hy \ Hz]$ em [rad rad m m/s m/s m/s m/s² m/s² m/s² rad/s rad/s rad/s Pa Pa K nT nT nT].
- MSL e AGL em [m].
- Engine Coef.: $[MAP \ dmair \ dm \ fuel \ BSFC \ P]$ em [kPa kg/s kg/s g/(W*hr) W]
- Comandos: $[flaps \ elevator \ aileron \ rudder \ throttle \ mixture \ ignition]$ em [rad rad rad rad frac ratio bool].
- Initial Position $[Lat \ Lon \ Alt]$ em [rad rad m].

4. Ligação ao FlighGear v.9.10

É necessário ter instalada a biblioteca Aerospace Blockset.

Adicionar à linha de comandos iniciais do FlightGear v0.9.10 (Caso seja IP diferente mudar o *localhost* para IP de destino e a porta 5501):

```
--fdm=external
--native-fdm=socket,in,100,localhost,5501,udp
```

5. Correr Demo SVI.

Na pasta Demo do SVI, correr o ficheiro start.mdl.

Este ficheiro inicia o sistema EFIS PFD e ND, a ferramenta GUI, EFISND para o controlo dos parâmetros de navegação, e o modelo completo SVI para efeitos de teste com a dinâmica da aeronave Navion utilizada no trabalho.

Para aceder às opções no PFD estão na tabela E.1 os comandos associados aos atalhos do teclado:

Tecla	Função	Tecla	Função	Tecla	Função
A	Autopilot ON/OFF	H	AltitudeRef ON/OFF	M	Matlab Inputs ON/OFF
F	Fullscreen ON/OFF	S	SpeedRef ON/OFF	C	Socket ON/OFF
O	OAT ON/OFF	I	Mach ON/OFF	Z	ILS bars ON/OFF
P	Pressure ON/OFF	T	Tunnel ON/OFF	Esc	Exit

Tabela E.2. Atalhos para o teclado do PFD

Na tabela E.2 estão os atalhos do ND.

Tecla	Função	Tecla	Função	Tecla	Função
R	ARC Mode ON/OFF	W	WindSpeed ON/OFF	M	Matlab Inputs ON/OFF
F	Fullscreen ON/OFF	P	Position ON/OFF	C	Sockets ON/OFF
S	Scale ON/OFF	D	Waypoints ON/OFF	Esc	Exit
N	Navigation ON/OFF	E	Engine ON/OFF		
T	TAS ON/OFF	J	Controls ON/OFF		

Tabela E.3. Atalhos para o teclado do ND