



INSTITUTO
SUPERIOR
TÉCNICO

UNIVERSIDADE TÉCNICA DE LISBOA
INSTITUTO SUPERIOR TÉCNICO

**Simulador distribuído de aeronave, instrumentação e
sistemas de navegação, controlo e condução em
ambiente MATLAB**

Jorge Humberto Fonseca Silva Duarte Eufrásio

Trabalho Final de Curso para a cadeira de Projecto Aeroespacial II

Licenciatura em Engenharia Aeroespacial

Orientador: Professor Doutor Paulo Oliveira

Outubro de 2005

Índice

	Pág.
1. Introdução	2
2. Componentes do projecto	3
3. Comunicações	5
4. Dinâmica da aeronave	8
5. Sensores	16
6. Actuadores	18
7. Controlador/Sistema de guiamento	21
8. Terreno	30
9. As aplicações	34
9.1 Principal	34
9.2 Sensores	36
9.3 Controlador	40
9.4 Actuadores	41
9.5 Dinâmica Aeronave	41
9.6 Terreno	41
10. Conclusões	43
11. Elementos de Consulta	44
ANEXO A – Ficheiros SRTM3	46
ANEXO B - Ficheiro DAC-Geoide	51

1. Introdução

Este trabalho tem como objectivo a simulação de uma aeronave através da distribuição espacial do processamento de informação, não é objetivo a sua distribuição em tempo real, isto é, processamento em tempo real.

A informação é canalizada para diferentes computadores através das vias de comunicação que possibilitam a sua interligação em rede. Para o efeito é usado um protocolo básico de comunicação, o UDP (*User Datagram Protocol*), ao qual é sobreposto um protocolo que garanta a fiabilidade e integridade das comunicações.

A simulação total é composta pela simulação da aeronave e do ambiente no qual está inserida. Assim, a aeronave é simulada pelas suas características físicas, mecânicas e aerodinâmicas, as quais determinam o comportamento da mesma por interação com o seu meio envolvente; bem como pelas suas componentes internas: actuadores, sensores e controladores. O ambiente no qual a aeronave está inserida é simulado pelas propriedades do planeta Terra: geometria do planeta, campo gravítico e características atmosféricas.

Cada processo está encarregue de executar uma parte da simulação comunicando com os processos com os quais necessita partilhar informação. Porque a simulação é executada por processos e, eventualmente, em máquinas digitais independentes, é necessária a existência de um período de processamento findo o qual é partilhada a informação resultante da computação nas diversas máquinas. Os modelos contínuos no entanto, são simulados dentro desse período como se modelos contínuos se tratassem, isto é, o refinamento da simulação nesse período é suficiente para se considerarem processos contínuos amostrados em instantes de tempo discretos (de período igual ao da computação) e não como processos discretos. É assumido que todos os modelos discretos (digitais) conseguem executar o processamento requerido na sua simulação dentro desse período de processamento (*e.g.* o controlador digital).

A importância da simulação distribuída reside no paralelismo do processamento e por conseguinte na diminuição dos tempos de computação alcançados, os quais, para sistemas complexos como o caso dos sistemas que modelam uma aeronave ou outros, são muito elevados.

2. Componentes do trabalho

A realização e implementação deste projecto necessitou de um suporte de *Hardware* e de *Software* descritos abaixo:

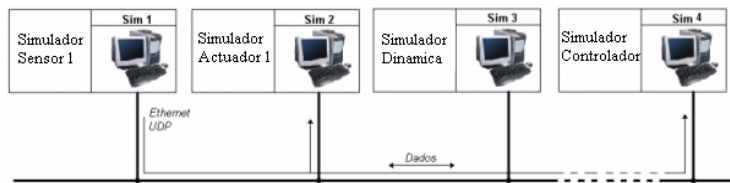
Hardware:

- Vários computadores pessoais
- Ligação em rede (por *ethernet*)

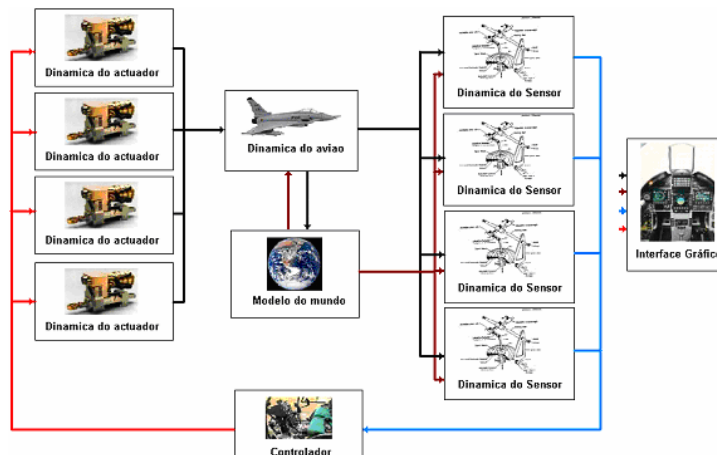
Software:

- MatLab 6.5/7.1
- Simulink
- TollBoxes &Blocksets
 - Instrument Control Toolbox
 - Aerospace Blockset

A arquitectura de implementação do *Hardware* encontra-se figurada pela imagem abaixo:



Cada um dos PC's simula uma parte da simulação total, em particular, uma simulação associada a um sensor, a um actuador, ao controlador, à dinâmica ou ao terreno. As várias máquinas encontram-se ligadas entre si por *ethernet* e os dados circulam por esses caminhos com origem e destino especificados pela relação entre os processos executados nas máquinas respectivas. Em termos topológicos, as **comunicações** entre os diversos processos constituintes da simulação da aeronave encontra-se abaixo:



Para a realização deste projecto, têm que se obter os modelos de cada bloco. É dada ênfase à **dinâmica da aeronave**, ao seu trajecto no meio envolvente e à sua referenciação no mundo. Esta parte é bastante importante no sentido de se ter um modelo aceitável sobre o qual se poderão tirar conclusões fiáveis. Os **sensores** simulados são apenas os necessários para que o bloco controlador (ao qual está associado um sistema de guiamento) possa funcionar correctamente e, embora se tenham feito estudos sobre o funcionamento de outros sensores de forma a contribuir para um maior realismo da simulação, estes não foram incluídos pela dispersão que começaram a causar face ao objectivo principal do projecto, a aplicação distribuída. Contudo, são simulados um total de 6 sensores. É projectado um **controlador/sistema de guiamento** para que se possa verificar a interacção da aeronave com o mundo. O controlador é baseado na teoria do controlo clássico e na observação do comportamento da aeronave. Os **actuadores** são modelados por sistemas de 1ª ordem ou de 2ª ordem e com dispositivos não lineares que simulam a saturação ou a sua limitação física. A referenciação da aeronave no **mundo** é obtida pela simulação das propriedades do planeta Terra mais relevantes para o projecto, como campo gravítico, geometria e topografia. Assim, depois de se terem os modelos de cada bloco, os processos a eles associados devem comunicar com os restantes seguindo o sentido das setas indicadas na imagem. Como se pode ver, existe uma certa sequenciação do processamento pois que alguns processos não podem avançar com as simulações respectivas sem antes possuírem os dados necessários às mesmas, que terão de ser recebidos por eles e enviadas pelos processos que os precedem e só depois de realizarem o seu processamento poderão enviar a informação aos processos que a necessitam. O ganho da distribuição decorre da existência de paralelismo nos cálculos, isto é, sempre que existirem blocos que não dependem da informação que outros blocos enviam, como são exemplo os sensores ou os actuadores.

3. Comunicações

Cada processo possui a capacidade de receber e enviar informação aos processos com os quais necessita de partilhar essa informação através de um objecto UDP. O protocolo UDP é o ideal para transmissões rápidas e de pequenos pacotes de dados. A criação do objecto UDP no matlab é feita, como exemplo, do seguinte modo:

```
udp_obj=udp(remote_ip,remote_port,'localhost',localip,'localport',localport,'terminator'  
, 'LF','DatagramTerminateMode','off','timeout',10);
```

Ligação ao *socket*:

```
fopen(udp_obj);
```

O objecto apresenta a seguinte informação:

```
UDP Object : UDP- 192.168.27.14  
Communication Settings  
  RemotePort:      9091  
  RemoteHost :    192.168.27.189  
  Terminator:     'LF'  
Communication State  
  Status:          open  
  RecordStatus:   off  
Read/Write State  
  TransferStatus:  idle  
  BytesAvailable:  0  
  ValuesReceived: 554  
  ValuesSent:     1438
```

Formatação das mensagens:

De seguida apresentam-se as formatações usadas para as mensagens enviadas nos datagramas. Há dois tipos de formatação, o primeiro que se indica é o utilizado aquando da configuração das comunicações dos processos e que deve ser feita imediatamente antes da simulação (ver secção 9) , sendo responsável pela troca dos

IP's e dos portos entre eles; o segundo é o formato utilizado para as mensagens que contêm o resultado das simulações e que deve ser partilhado com os processos correspondentes. Assim,

STRING DE ENVIO DE CONFIGURAÇÕES																																
Head		Dados																														
I	s	Iter	Nome	s	Local Host	s	L. Port	s	nR	s	nE	s	Rec					s	Env			Terminator										
1	;	-100	CTR		192.168.27.1		9090		4		4		8	,	9	,	10	,	11	,	12	,	13		2	,	3	,	4	,	5	\n='LF'

STRING DE ENVIO DA INFORMAÇÃO PROCESSADA									
I	s	Iter	Dados						
			Dados_1	s	...	s	Dados_n	Terminator	
7	;	23	12.234		...		345.167	\n='LF'	

Com,

- s - Byte separador
- I - Numero identificativo (ID) do processo
- Iter - Número da iteração
- Nome - Nome do bloco
- Local Host - Endereço IP da máquina local
- L. Port - Porto local usado pelo processo
- nR - Número de processos dos quais recebe informação
- nE - Número de processos para os quais envia informação
- Rec - ID's dos processos dos quais recebe informação separados por ','
- Env - ID's dos processos para os quais envia informação separados por ','
- Terminator - Byte identificativo do fim da mensagem
- Dados_i - Número resultante de processamento

Abaixo encontra-se a tabela que associa um número (o ID) a cada processo, servindo para referência do emissor das mensagens:

ID	Processo associado	ID	Processo associado	ID	Processo associado
0	Principal	5	Actuador Motor	10	Sensor Pranchamento
1	Controlador	6	Aeronave	11	Sensor Rumo
2	Actuador Rudder	7	Terreno	12	Sensor Subida
3	Actuador Elevator	8	Sensor GPS	13	Sensor Velocidade
4	Actuador Ailerons	9	Sensor Derrapagem		

Inicialmente foi criado um protocolo sobreposto ao UDP que garantisse que as mensagens não se perdessem. Este protocolo consiste simplesmente num diálogo entre o processo que envia e o que recebe, avisando-se mutuamente se os dados chegaram e se podem prosseguir o processamento. Este protocolo pode ser consultado no CD anexado em '*codigo\protocolo*'. Verificou-se que este protocolo torna as comunicações muito mais lentas (cerca de 3 vezes por cada mensagem, multiplicada pelo numero de mensagens trocadas numa iteracção, 18, i.e, cerca de 60 vezes mais lento!), assim, testou-se a aplicação sem este diálogo e em todos os testes (alguns de 10000 iteracções) nao houve perdas de mensagens, pelo que se abandonou o protocolo do diálogo, e implementou-se o sistema simples de comunicação que apesar de não garantir a chegada das mensagens ao destino, se revelou confiável e sem falhas. As funções usadas para o envio dos datagramas através do objecto de comunicação podem ser consultadas, por exemplo, no CD anexado em '*codigo\ aeronave\envia.m*' e '*codigo\ aeronave\recebe.m*'.

4. Dinâmica da Aeronave

È escolhida como aeronave de teste do simulador, o *Navion*, um avião com as seguintes características físicas e aerodinâmicas:

O Navion

$$W = 2750lbs$$

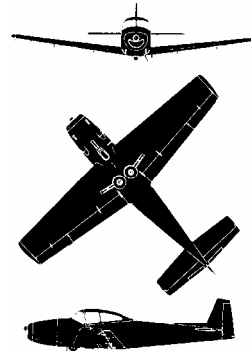
CG a 29.5% MAC

$$I_x = 1048 \text{ slug.ft}^2$$

$$I_y = 3000 \text{ slug.ft}^2$$

$$I_z = 3530 \text{ slug.ft}^2$$

$$I_z = 0$$



Geometria de referência:

$$S = 184 \text{ ft}^2$$

$$b = 33.4 \text{ ft}$$

$$\bar{c} = 5.7 \text{ ft}$$

Esta aeronave apresenta os seguintes coeficientes aerodinâmicos:

Longitudinal $M = 0.158$ Sea level

C_{L0}	C_{D0}	$C_{L\alpha}$	$C_{D\alpha}$	$C_{m\alpha}$	$C_{L\dot{\alpha}}$	$C_{m\dot{\alpha}}$	C_{Lq}	C_{mq}	C_{LM}	C_{DM}	C_{mM}	$C_{L\delta_e}$	$C_{m\delta_e}$
0.41	0.05	4.44	0.44	-0.683	0.0	-4.36	3.8	-9.96	0.0	0.0	0.0	0.355	-0.923

Lateral $M = 0.158$ Sea level

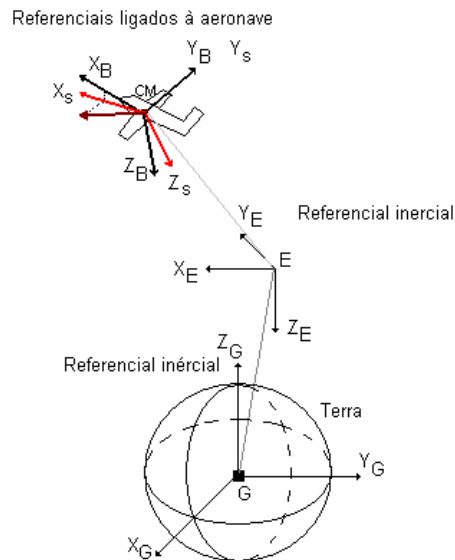
$C_{y\beta}$	$C_{l\beta}$	$C_{n\beta}$	C_{lp}	C_{np}	C_{lr}	C_{nr}	$C_{l\delta_a}$	$C_{n\delta_a}$	$C_{y\delta_r}$	$C_{l\delta_r}$	$C_{n\delta_r}$
-0.564	-0.074	0.071	-0.410	-0.0575	0.107	-0.125	-0.134	-0.0035	0.157	0.107	-0.072

Derivadas por radiano.

As derivadas de estabilidade são determinadas no referencial de estabilidade do corpo que difere do referencial consistente com o corpo por uma rotação do ângulo de ataque inicial (ver no CD anexado, ‘`\codigo\ aeronave\ dispdin.m`’ e

'\codigo\ aeronave\modeloXXX.mdl'). Considera-se que o referencial ligado ao avião da forma usual: versor X apontando para o nariz da fuselagem (e paralelo à linha de sustentação nula, ângulo de ataque nulo), versor Y apontando para a asa direita e versor Z de modo a gerar um referencial direito. Este referencial encontra-se centrado na posição do centro de massa (também se considera que o centro de gravidade coincide com o centro de massa, i.e, a gravidade exercida sobre o corpo não gera momento). A força propulsora por seu lado considera-se também que não gera momento sobre o corpo da aeronave e apenas contribui para o movimento translacional do mesmo.

Abaixo encontram-se indicados os referenciais descritos no esquema da aeronave.



Forças e momentos aerodinâmicos:

As forças e momentos aerodinâmicos que actuam na aeronave determinam-se a partir das derivadas de estabilidade, que por sua vez se determinam a partir dos coeficientes aerodinâmicos do seguinte modo. Abaixo encontram-se, pois, estas forças e momentos escritos no referencial de estabilidade da aeronave, em que se considerou um estado inicial para a grandeza, representado pelo índice 0 e uma sua variação Δ :

$$X = X_0 + \Delta X \quad Y = Y_0 + \Delta Y \quad Z = Z_0 + \Delta Z$$

$$L = L_0 + \Delta L \quad M = M_0 + \Delta M \quad N = N_0 + \Delta N$$

com,

$$\Delta X = \frac{\partial X}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial X}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial X}{\partial \delta_e} \Delta \delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T} \Delta \delta_T$$

$$\Delta Y = \frac{\partial Y}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial Y}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial Y}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial Y}{\partial \delta_r} \Delta \delta_r$$

$$\Delta Z = \frac{\partial Z}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial Z}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial Z}{\partial \dot{w}} \Delta \dot{w} + \frac{\partial Z}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial Z}{\partial \delta_e} \Delta \delta_e + \frac{\partial Z}{\partial \delta_T} \Delta \delta_T$$

$$\Delta L = \frac{\partial L}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial L}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial L}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial L}{\partial \delta_r} \Delta \delta_r + \frac{\partial L}{\partial \delta_a} \Delta \delta_a$$

$$\Delta M = \frac{\partial M}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial M}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial M}{\partial \dot{w}} \Delta \dot{w} + \frac{\partial M}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial M}{\partial \delta_e} \Delta \delta_e + \frac{\partial M}{\partial \delta_T} \Delta \delta_T$$

$$\Delta N = \frac{\partial N}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial N}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial N}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial N}{\partial \delta_r} \Delta \delta_r + \frac{\partial N}{\partial \delta_a} \Delta \delta_a$$

As equações das derivadas de estabilidade dimensionais usadas para o caso do **movimento longitudinal**, foram:

$$X_u = \frac{-(C_{D_u} + 2C_{D_0})QS}{mu_0} \quad X_w = \frac{-(C_{D_w} + C_{L_0})QS}{mu_0}$$

$$Z_u = \frac{-(C_{L_u} + 2C_{D_0})QS}{mu_0}$$

$$Z_w = \frac{-(C_{L_w} + 2C_{D_0})QS}{mu_0} \quad Z_{\dot{w}} = C_{Z_{\dot{a}}} \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{QS}{mu_0}$$

$$Z_\alpha = u_0 Z_w$$

$$Z_{\dot{\alpha}} = u_0 Z_{\dot{w}}$$

$$Z_q = C_{Z_q} \frac{\bar{c}}{2u_0} QS / m \quad Z_{\delta_e} = C_{Z_{\delta_e}} QS / m$$

$$M_u = C_{m_u} \frac{QS\bar{c}}{u_0 I_y}$$

$$M_w = C_{m_w} \frac{QS\bar{c}}{u_0 I_y} \quad M_{\dot{w}} = C_{m_{\dot{w}}} \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{QS\bar{c}}{u_0 I_y}$$

$$M_\alpha = u_0 M_w \quad M_{\dot{\alpha}} = u_0 M_{\dot{w}}$$

$$M_q = C_{m_q} \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{QS\bar{c}}{I_y} \quad M_{\delta_e} = C_{m_{\delta_e}} \frac{QS\bar{c}}{I_y}$$

Para o caso lateral:

$$Y_\beta = \frac{QSC_{Y_\beta}}{m} \quad Y_p = \frac{QsbC_{Y_p}}{2mu_0} \quad Y_r = \frac{QsbC_{Y_r}}{2mu_0} \quad Y_{\delta_a} = \frac{QSC_{Y_{\delta_a}}}{m} \quad Y_{\delta_r} = \frac{QSC_{Y_{\delta_r}}}{m}$$

$$L_\beta = \frac{QsbC_{l_\beta}}{I_x} \quad L_p = \frac{Qsb^2C_{l_p}}{2I_x u_0} \quad L_r = \frac{Qsb^2C_{l_r}}{2I_x u_0} \quad L_{\delta_a} = \frac{QsbC_{l_{\delta_a}}}{I_x} \quad L_{\delta_r} = \frac{QsbC_{l_{\delta_r}}}{I_x}$$

$$N_\beta = \frac{QsbC_{n_\beta}}{I_z} \quad N_p = \frac{Qsb^2C_{n_p}}{2I_z u_0} \quad N_r = \frac{Qsb^2C_{n_r}}{2I_z u_0} \quad N_{\delta_a} = \frac{QsbC_{n_{\delta_a}}}{I_z} \quad N_{\delta_r} = \frac{QsbC_{n_{\delta_r}}}{I_z}$$

Nestas equações, as forças e os momentos foram divididos, respectivamente, pela massa da aeronave m ou pelo momento de inércia respectivo $I_{x,y,z}$. Os momentos de inércia usados nestas equações das derivadas de estabilidade são considerados constantes (i.e. os momentos de inércia relativos ao referencial de estabilidade impõem-se constantes assumindo também que o referencial de

estabilidade está ligado ao corpo) o que não é inteiramente verdade pois existirão flutuações no ângulo de ataque (consideram-se desprezáveis para estes efeitos).

Os momentos de inércia relativos ao referencial de estabilidade definido para a condição de equilíbrio estão relacionados com aqueles definidos no referencial do corpo pela relação:

$$\begin{bmatrix} I_{xs} \\ I_{zs} \\ I_{xzs} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2(\alpha_0) & \sin^2(\alpha_0) & -\sin^2(\alpha_0) \\ \sin^2(\alpha_0) & \cos^2(\alpha_0) & \sin(2\alpha_0) \\ \frac{1}{2}\sin(2\alpha_0) & -\frac{1}{2}\sin(2\alpha_0) & \cos^2(\alpha_0) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{xB} \\ I_{zB} \\ I_{xzB} \end{bmatrix}$$

Depois de calculadas as forças aerodinâmicas, é necessário reescrevê-las no referencial do corpo da aeronave uma vez que as equações do movimento são resolvidas neste referencial. Esta transformação é realizada simplesmente por uma rotação do referencial de estabilidade para o referencial ligado por um valor angular igual a α_0 .

Força gravítica:

Foram criadas ferramentas para determinar a força gravítica em qualquer zona do planeta, recorrendo ao modelo WGS84 a partir da posição da aeronave. No entanto, a força gravítica é determinada perpendicularmente ao elipsoide quando deveria ser determinada perpendicularmente ao geóide, mas a diferença é mínima. Ver código no CD anexado em '`codigo\ aeronave\dispdin.m`' e '`codigo\ aeronave\modelo_peso.mdl`'.

Equações do movimento Newton-Euler:

Para descrever o movimento translacional e rotacional da aeronave quando sujeita aos vários tipos de forças externas e produzidas pelas suas superfícies aerodinâmicas e pela propulsão, são utilizadas, respectivamente, as equações de Newton e de Euler. A aeronave é considerada de massa constante e sem variação das

suas propriedades inerciais ao longo do tempo de simulação. Isto significa que todas as derivadas temporais da massa e componentes inerciais, são nulas.

Deste modo,

Equações de Newton:

$$\vec{F}_B = m \frac{d\vec{v}_c}{dt} \Big|_B + m(\vec{\omega}_{BE} \times \vec{v}_c) ,$$

$$\text{com } \vec{F}_B = \vec{F}_{aeroB} + \vec{F}_{propB} + m \cdot \vec{g}_B$$

O índice B significa que o vector está escrito no referencial do corpo (*body*) e BE significa que a propriedade do referencial B é relativa ao referencial E.

Equações de Euler:

$$\vec{M}_B = \frac{d\vec{H}}{dt} \Big|_B + (\vec{\omega}_{BE} \times \vec{H}) ,$$

Em termos escalares,

$$F_x = m(\dot{u} + qw - rv)$$

$$F_y = m(\dot{v} + ru - pw)$$

$$F_z = m(\dot{w} + pv - qu)$$

$$L = \dot{H}_x + qH_z - rH_y = I_x \dot{p} - I_{xz} \dot{r} + qr(I_z - I_y) - I_{xz} pq$$

$$M = \dot{H}_y + rH_x - pH_z = I_y \dot{q} + rp(I_x - I_z) + I_{xz} (p^2 - r^2)$$

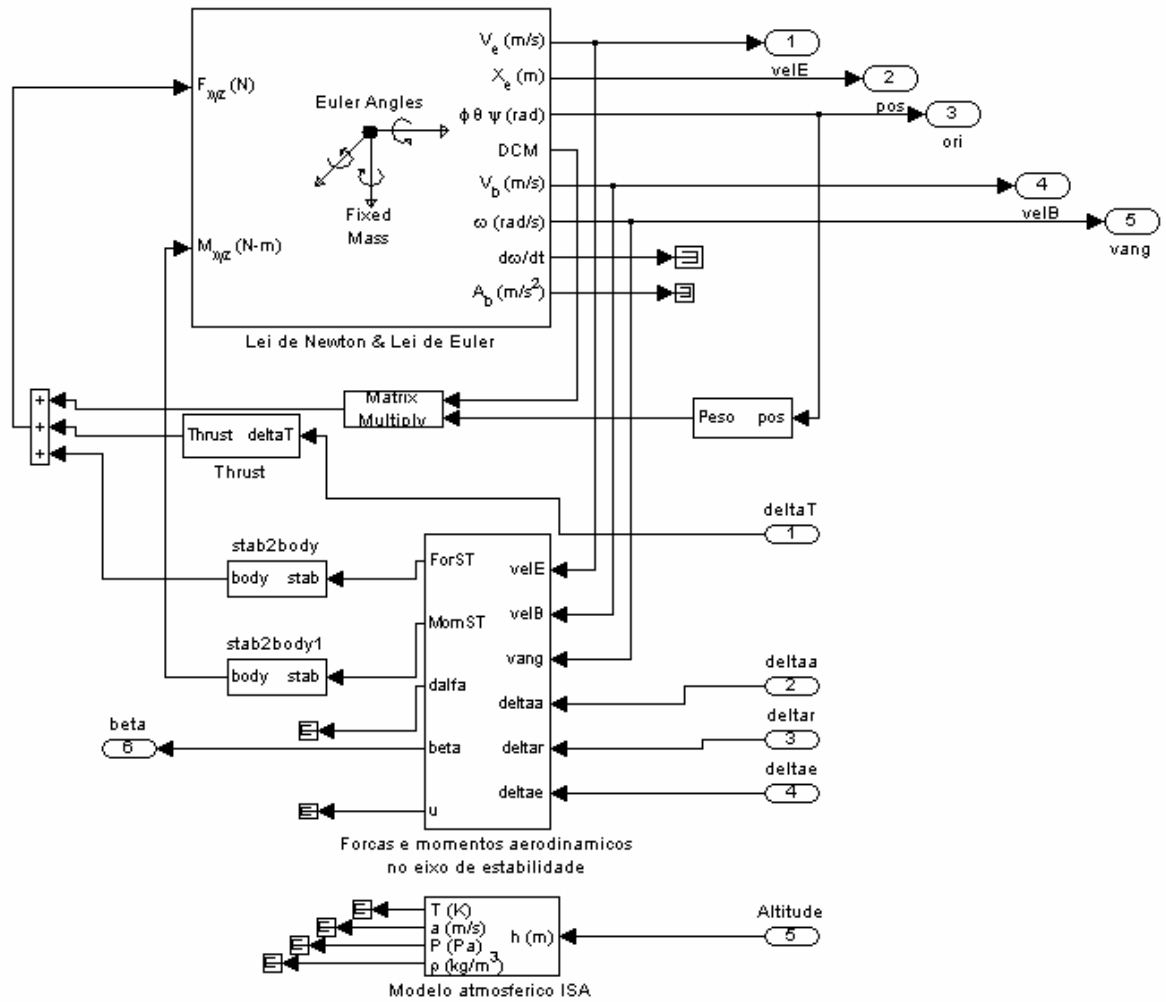
$$N = \dot{H}_z + pH_y - qH_x = -I_{xz} \dot{p} + I_z \dot{r} + pq(I_y - I_x) + I_{xz} qr$$

(Admite-se que os produtos de inércia $I_{yz} = I_{xy} = 0$, i.e, o plano xz é um plano de simetria da aeronave)

A resolução das equações de Newton-Euler para 6 graus de liberdade é efectuada pelo bloco 6DdoF (Euler Angles) do Aerospace Blockset- Equations of motion.

Está-se em condições de construir o modelo contínuo da aeronave responsável pelo cálculo das variáveis do movimento que o caracterizam tendo em atenção que as forças aerodinâmicas têm dependências atmosféricas. É incluído um bloco que simula a atmosfera ISA que possibilita determinação das características atmosféricas para uma dada posição da aeronave. Por outro lado, considerou-se que os coeficientes aerodinâmicos são invariantes, no entanto, para o caso de uma aeronave com uma descrição dos coeficientes aerodinâmicos mais detalhada, em particular, evidenciando as suas dependências atmosféricas por exemplo através de tabelas, deve ser inserido um método de interpolação nessas mesmas tabelas.

Abaixo encontra-se o referido modelo que apresenta como entradas as deflexões das superfícies de controlo aerodinâmicas e a percentagem de uso da força propulsora; como saídas, o modelo apresenta as variáveis do movimento extraídas de Newton Euler, a velocidade escrita no referencial fixo à Terra (fixo na posição inicial da aeronave), a posição relativa a esse referencial, a orientação, a velocidade no referencial do corpo e a velocidade angular. Note-se a computação da atmosfera ISA para o cálculo das características atmosféricas densidade, pressão, temperatura e velocidade de propagação das ondas sonoras para uma dada altitude pode ser utilizado para uma simulação mais rigorosa. A altitude é determinada através de uma função que computa a posição da aeronave no referencial geocêntrico extraíndo a latitude geodética pela resolução do sistema de equações não linear (ver secção 8, 'Conversão de coordenadas cartesianas para geodéticas') e através desta e do geoide EGM96 determinada a altitude (distância vertical à linha de água). Ver no CD anexado: '`\codigo\ aeronave\hgeoid.m`'.



Exemplo de um modelo construído para a aeronave, ver no CD anexado em

`'\codigo\ aeronave\modeloXXX.mdl'`

5. Sensores

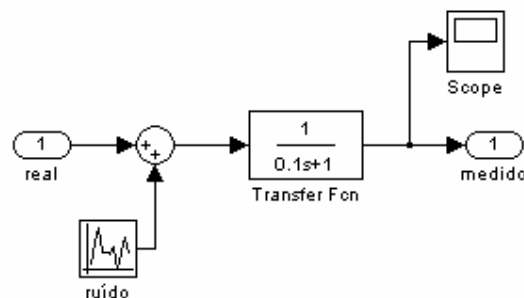
Os sensores são parte integrante de uma aeronave servindo para referenciar o seu estado no ambiente envolvente. A partir desta referenciação são tomadas medidas para controlar a aeronave através dos seus elementos actuadores. Os actuadores são accionados por um sistema de controlo, o qual pode ser considerado o piloto (humano no controlo) ou por um controlador (electrónico ou outro) projectado para o efeito.

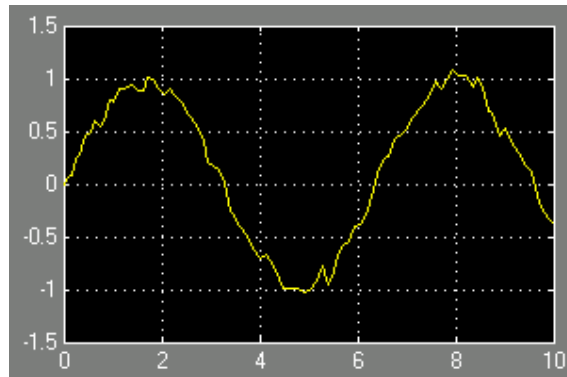
Neste projecto, considerou-se o sistema de controlo digital o qual é simulado por uma série de linhas de código de programação que utilizam a referenciação dada pelos sensores simulados, efectuando-se então um cálculo que possibilita o controlo da aeronave através da actuação dos elementos de controlo (superfícies de controlo aerodinâmicas e propulsão). Assim, resolveu-se apenas simular os sensores que referenciam as grandezas utilizadas pelo controlador. Posteriormente, poderão ser simulados outros sensores e incluí-los no sistema global de simulação.

Os sensores simulados, são muito simples pois apenas introduzem uma grandeza aleatória (ruído gaussiano, no caso) à medida real, a qual é determinada pela dinâmica da aeronave (responsável por determinar exactamente o estado da aeronave no meio envolvente). Para efeitos de simulação rigorosa, deverão ser efectuados estudos mais aprofundados e detalhistas para cada sensor e incluídos nesta plataforma de suporte.

Deste modo, e porque o controlador necessita do ângulo de pranchamento, do ângulo de rumo, da derrapagem, da velocidade longitudinal no referencial do corpo, e de um sistema de posicionamento, foram simulados os sensores que referenciam estas grandezas da forma supradita, sendo cada um executado por um processo autónomo.

Em termos de diagrama de blocos, a imagem abaixo, exemplifica a sua implementação:





Resposta do sensor a uma entrada sinusoidal de frequência 1 rad/s. Neste caso a variância do ruído é de 0.01.

6. Actuadores

A função de um actuador é introduzir alterações ao estado de um elemento de controlo presente na constituição da aeronave, por forma a alterar também o estado desta. O sistema de controlo, após efectuar o cálculo de controlo, envia informação ao actuador de modo a que este contribua para a alteração do estado da aeronave no sentido do estado desejado.

Os actuadores das superfícies de controlo podem ser eléctricos, hidráulicos, pneumáticos ou uma combinação dos três. A função de transferência é semelhante para qualquer dos tipos.

Baseando-se num servo (actuador com controlo em servomecanismo) constituído por um motor eléctrico, temos que:

O binário produzido por um motor eléctrico é proporcional à voltagem de controlo:

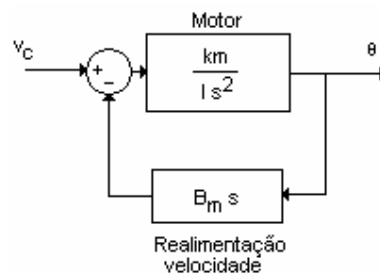
$$T_m = k_m v_c$$

onde k_m é uma constante característica do motor eléctrico. Por outro lado, o binário equivale à inércia multiplicada pela aceleração angular:

$$T_m = I\ddot{\theta}$$

Assim, tem-se:

$$\frac{\theta}{v_c} = \frac{k_m}{Is^2}$$



Um motor eléctrico geralmente inclui um anel de realimentação da velocidade de rotação (ver figura) e a função de transferência fica agora:

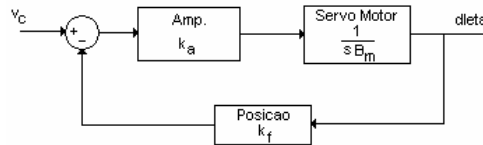
$$\frac{\theta}{v_c} = \frac{k}{s(\tau_m s + 1)}$$

com, $\tau_m = \frac{I}{k_m B_m}$ e $k = \frac{1}{B_m}$

A constante de tempo do motor é uma medida da rapidez com que o motor responde a uma mudança na voltagem de controlo. A função de transferência acima pode ser simplificada para constantes de tempo pequenas:

$$\frac{\theta}{v_c} = \frac{k}{s}$$

Um sistema de controlo de posição em servomecanismo, pode deduzir-se através do diagrama de blocos abaixo:



A posição angular θ do veio de rotação do motor pode ser substituído pela deflexão da superfície de controlo introduzindo um ganho que traduz essa substituição (que pode representar a razão dos raios das engrenagens que ligam o motor à superfície de controlo, como exemplo). Deste modo, temos:

$$\frac{\delta_s}{v_c} = \frac{k}{\tau s + 1}$$

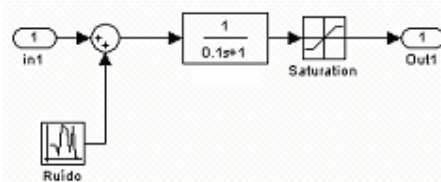
onde $k = \frac{1}{k_s}$ e $\tau = \frac{B_m}{k_s k_a}$

A voltagem v_c é a tensão de comando enviada pelo sistema de controlo, a qual se considerou numericamente igual ao valor da grandeza (deflexão angular) pretendida para a superfície de controlo, pelo que se considerou $k = 1$ e o valor de $\tau \cong 0.1$ (os tempos típicos de resposta de um actuador é cerca de 0.05-0.2 s).

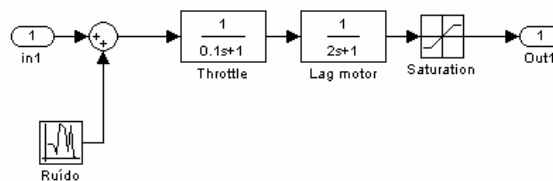
Naturalmente a inclusão de amplificadores e seus regimes dinâmicos deve ser efectuada caso se esteja a trabalhar noutros níveis de tensão.

Deste modo, todos os actuadores responsáveis pela deflexão das superfícies de controlo são simulados por este sistema de 1ª ordem e pela adição de um elemento não linear representando a saturação ou limitação física da superfície, e pela adição de ruído inerente a qualquer sistema eléctrico.

Para cada superfície de controlo, há um actuador que a deflexiona, pelo que tem-se um actuador para o *elevator*, para o *rudder* e para os *ailerons* com a função de transferência acima indicada:



Relativamente à actuação do motor, o *throttle* possui a mesma função de transferência que os restantes actuadores, e insere-se uma outra função de transferência em série com a anterior para representar o *lag* do motor. Deste modo, o actuador total representativo do motor será modelado pelo seguinte diagrama de blocos:



7. Controlador/Sistema de guiamento

As equações do movimento são desacopladas em equações de movimento relativas ao movimento lateral e longitudinal e linearizadas de acordo com a teoria das pequenas perturbações. O objectivo desta linearização é formular o movimento da aeronave em torno de um ponto de equilíbrio em espaço de estados e utilizar a teoria de controlo clássico para projectar um controlador simples do movimento lateral e longitudinal e criar com ele um sistema de guiamento (piloto automático). Como se verá de seguida, esta aeronave é aerodinamicamente estável e tem boas características de controlo pelo que não necessitará de sistemas de aumento de estabilidade. Opta-se por usar controladores do tipo P e PI, e eventualmente com saturação nalgumas referências (e.g. referência ao ângulo de pranchamento).

Considera-se pela teoria das pequenas perturbações que todas as variáveis nas equações do movimento são substituídas por um valor de referência somado ao de uma perturbação.

$$\begin{aligned}
 u &= u_0 + \Delta u & v &= v_0 + \Delta v & w &= w_0 + \Delta w \\
 p &= p_0 + \Delta p & q &= q_0 + \Delta q & r &= r_0 + \Delta r \\
 X &= X_0 + \Delta X & Y &= Y_0 + \Delta Y & Z &= Z_0 + \Delta Z \\
 M &= M_0 + \Delta M & N &= N_0 + \Delta N & L &= L_0 + \Delta L \\
 \delta &= \delta_0 + \Delta \delta
 \end{aligned}$$

O voo de referência para a linearização que se segue é o voo simétrico horizontal, a propulsão constante. A condição de equilíbrio é representada por:

$$\begin{aligned}
 v_0 &= w_0 = p_0 = q_0 = r_0 = \phi_0 = \psi_0 = 0 \\
 \theta_0 &= \alpha_0 = 5.6235^\circ
 \end{aligned}$$

As equações do movimento linearizadas e desacopladas usadas para esta aeronave na condição de equilíbrio de voo rectilíneo, simétrico de asas niveladas, para efeitos do controlador e sistema de guiamento, são:

Equações longitudinais:

$$\begin{aligned} \left(\frac{d}{dt} - X_u\right)\Delta u - X_w\Delta w + (g \cos(\theta_0))\Delta\theta &= X_{\delta_e} + X_{\delta_r} \\ -Z_u\Delta u + \left[(1 - Z_{\dot{w}})\frac{d}{dt} - Z_w\right]\Delta w - \left[(u_0 + Z_q)\frac{d}{dt} - g \sin(\theta_0)\right]\Delta\theta &= Z_{\delta_e}\Delta\delta_e + Z_{\delta_r}\Delta\delta_r \\ -M_u\Delta u - (M_{\dot{w}} + M_w)\Delta w + \left(\frac{d^2}{dt^2} - M_q\frac{d}{dt}\right)\Delta\theta &= M_{\delta_e}\Delta\delta_e + M_{\delta_r}\Delta\delta_r \end{aligned}$$

Equações laterais:

$$\begin{aligned} \left(\frac{d}{dt} - Y_v\right)\Delta v - Y_p\Delta p + (u_0 - Y_r)\Delta r - (g \cos(\theta_0))\Delta\phi &= Y_{\delta_r}\Delta\delta_r \\ -L_v\Delta v + \left(\frac{d}{dt} - L_p\right)\Delta p - \left(\frac{I_{yz}}{I_x}\frac{d}{dt} + L_r\right)\Delta r &= L_{\delta_a}\Delta\delta_a + L_{\delta_r}\Delta\delta_r \\ -N_v\Delta v - \left(\frac{I_{xz}}{I_z}\frac{d}{dt} + N_p\right)\Delta p + \left(\frac{d}{dt} - N_r\right)\Delta r &= N_{\delta_a}\Delta\delta_a + N_{\delta_r}\Delta\delta_r \end{aligned}$$

Na formulação em espaço de estados, tem-se:

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

$$y = Cx + Du, \text{ (C é a matriz identidade e D é a matriz nula, para o caso)}$$

Para o caso longitudinal:

$$x = [\Delta u \quad \Delta w \quad \Delta q \quad \Delta\theta]', \quad u = [\delta_e \quad \delta_r]'$$

$$A = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \cos(\theta_0) \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u + M_{\dot{w}}Z_u & M_w + M_{\dot{w}}Z_w & M_q + M_{\dot{w}}u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0451 & 0.0361 & 0 & -9.7528 \\ -0.3748 & -2.0263 & 53.7665 & 0 \\ 0.0063 & -0.1299 & -2.9911 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_r} \\ Z_{\delta_e} & Z_{\delta_r} \\ M_{\delta_e} + M_w Z_{\delta_e} & M_{\delta_r} + M_w Z_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 9.8000 \\ -8.6140 & 0 \\ -11.7870 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Para o caso Lateral:

$$x = [\Delta v \quad \Delta p \quad \Delta r \quad \Delta \phi] \quad u = [\delta_a \quad \delta_r]$$

$$A = \begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{u_0} & \frac{Y_p}{u_0} & -\left(1 - \frac{Y_r}{u_0}\right) & \frac{g \cos(\theta_0)}{u_0} \\ L_\beta^* + \frac{I_{xz}}{I_x} N_\beta^* & L_p^* + \frac{I_{xz}}{I_x} N_p^* & L_r^* + \frac{I_{xz}}{I_x} N_r^* & 0 \\ N_\beta^* + \frac{I_{xz}}{I_z} L_\beta^* & N_p^* + \frac{I_{xz}}{I_z} L_p^* & N_r^* + \frac{I_{xz}}{I_z} L_r^* & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.2545 & 0 & -1 & 0.1814 \\ -16.9949 & -8.2797 & 2.3579 & 0 \\ 5.7754 & 0.2187 & -0.9298 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Com base nesta formulação determinam-se as características dos comportamentos dinâmicos da aeronave e com elas as *qualidades de voo*, sabendo que esta aeronave é de **Class I** e a fase de voo insere-se na **Categoria B**.

Caso Longitudinal

	Pólos	Amortecimento	Frequência	Crítério
Fugoide	$-0.017 \pm 0.214i$	0.0796	0.215	$\xi > 0.04$
Período Curto	$-2.51 \pm 2.60i$	0.696	3.61	$0.3 < \xi < 2.0$

⇒ Flying qualities : LEVEL 1

Caso Lateral

	Pólos	Amortecimento	Frequência	Crítério
Rolamento Holandês	$-0.562 \pm 2.36i$	0.232	2.42	$\xi > 0.08$ $\xi \omega_n > 0.15$ $\omega_n > 0.4$
Rolamento	-8.33	1	8.33	$\tau < 1.4$
Espiral	-0.00811	1	0.00811	$t_2 > 20s$

⇒ Flying qualities : LEVEL 1

Assim, para esta aeronave, no regime referenciado, as **qualidades de voo** são de **Nível 1**.

Este cálculo serviu para saber se a aeronave poderia ser controlada sem quaisquer implementações de controlo, e caso fosse, (como se verificou que sim), poderia ser incluído um “manche” para que o utilizador da aplicação pudesse pilotar a aeronave. A decisão de incluir o manche permaneceu na dúvida principalmente devido à incerteza inicial dos resultados alcançados com a simulação distribuída. Por outro lado, o facto da simulação não ser em tempo real, retira a sensibilidade ao processo de pilotagem. Assim, e apesar dos resultados perspectivarem uma pilotagem facilitada sem necessidade de controlo, decide-se implementar um piloto automático/sistema de guiamento que obrigue a aeronave a seguir pontos de referência. Para o efeito, opta-se por controlar o *ângulo de rumo* e o *ângulo de subida* a velocidade u constante e *derrapagem* nula. O *ângulo de rumo* é controlado pelo controlo do *ângulo de pranchamento* da aeronave, por sua vez controlado pela actuação dos ailerons; o *ângulo de subida* é controlado pela actuação no elevator; a *derrapagem* pela actuação no rudder; e a velocidade u é controlada pela actuação no motor. O controlo do *ângulo de rumo* inclui um limitador para a referência ao *ângulo de pranchamento*, que evita a aeronave de fazer piruetas para o caso de, por exemplo,

falhar um ponto de referência. Naturalmente que para pontos de referência demasiado próximos, a aeronave pode falhar atingir o ponto seguinte dada a sua inércia e a sua atitude relativa ao segundo ponto quando atinge o primeiro, no entanto esta questão pode ser solucionada por uma outra estratégia de controlo, agora fora do âmbito do projecto.

Abaixo encontram-se om diagramam de blocos exemplificativom dos controladores implementados (tendo-se recorrido à teoria de controlo clássico e à observação dos resultados acoplados na simulação final, para simular os modelos deve executar-se primeiro a função ‘\codigo\dinamica\derivadas.m’):

Controlador Longitudinal:

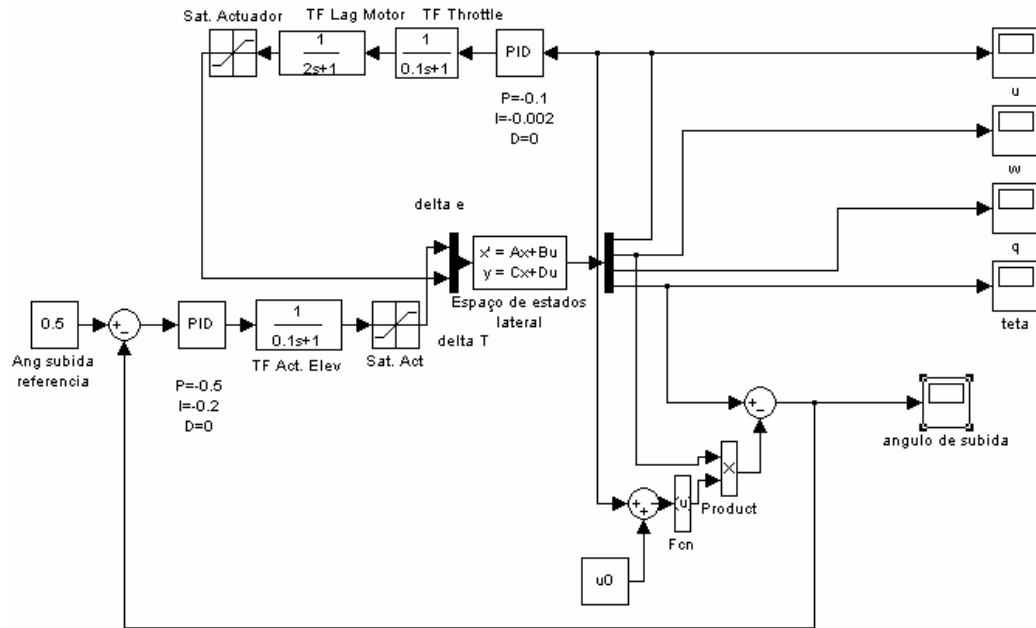


Ilustração do modelo do controlador longitudinal
(ver em CD anexado ‘\codigo\ aeronave\ctrlong.mdl’)

Controlador Lateral:

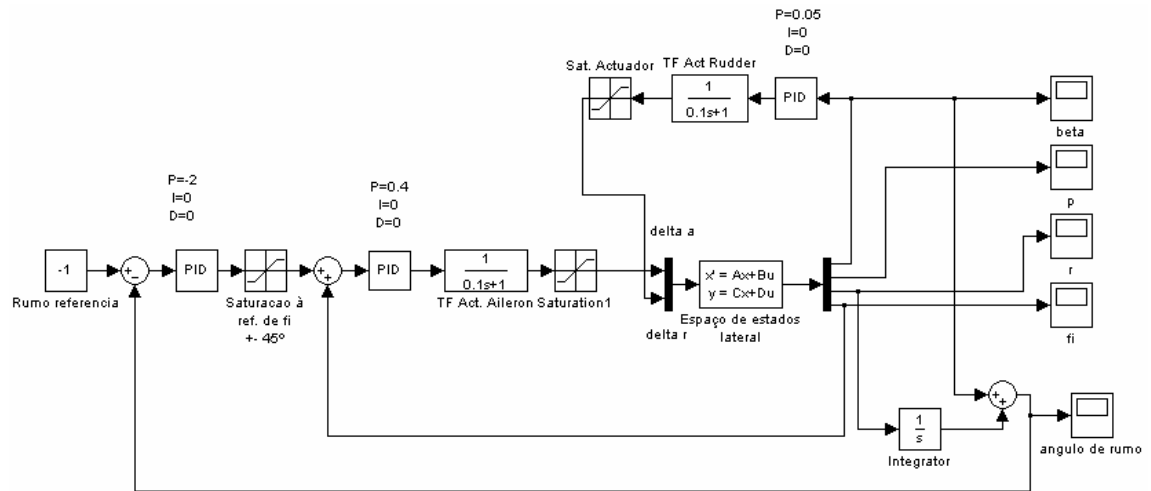
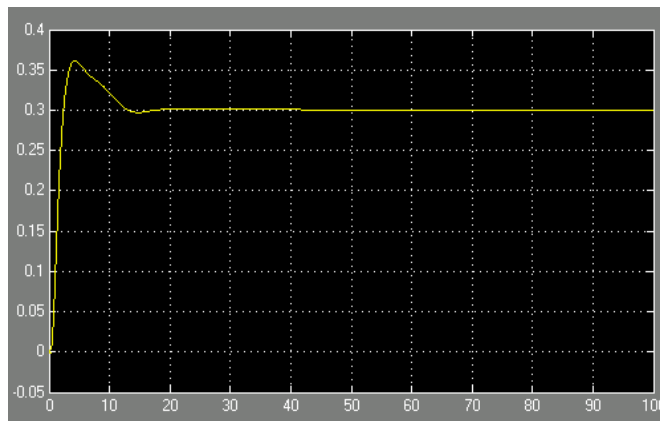


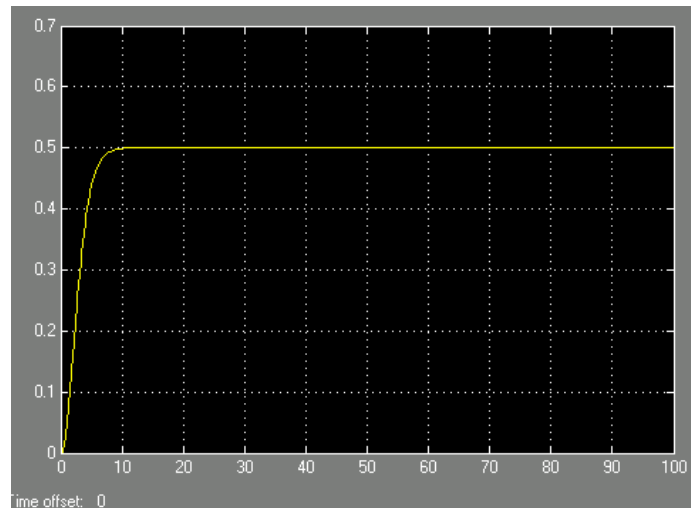
Ilustração do modelo do controlador longitudinal
(ver em CD anexoado ‘\codigo\ aeronave\ctrlat.mdl’)

Respostas típicas destes modelos:

Alguns exemplos de simulação em *simulink* com dinâmicas desacopladas:



Resposta da aeronave a uma referencia de angulo de subida de 0.32 rad



Resposta da aeronave a uma referência de ângulo de rumo de 0.5 rad

Este simples controlador, permitiu criar um piloto automático bastante bom quando implementado a controlar o movimento da aeronave modulado pelos 6 graus de liberdade.

Aquando das dinâmicas acopladas (6 *dof*) pode ver-se pela imagem que a aeronave segue perfeitamente os pontos de referência através de uma trajectória suave mesmo para um conjunto de pontos de referência bastante exigente (para estas visualizações, deve executar-se a função '`\codigo\dinamica\dados.m`' e simular-se o modelo '`\codigo\dinamica\modeloaviao.mdl`');

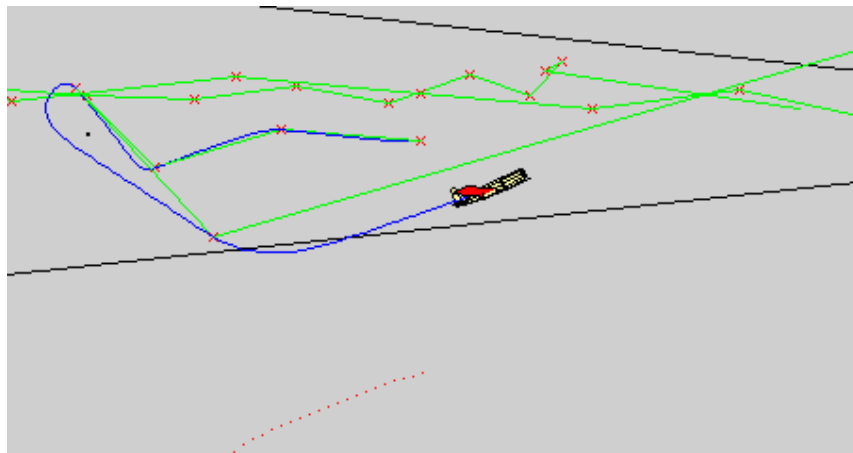
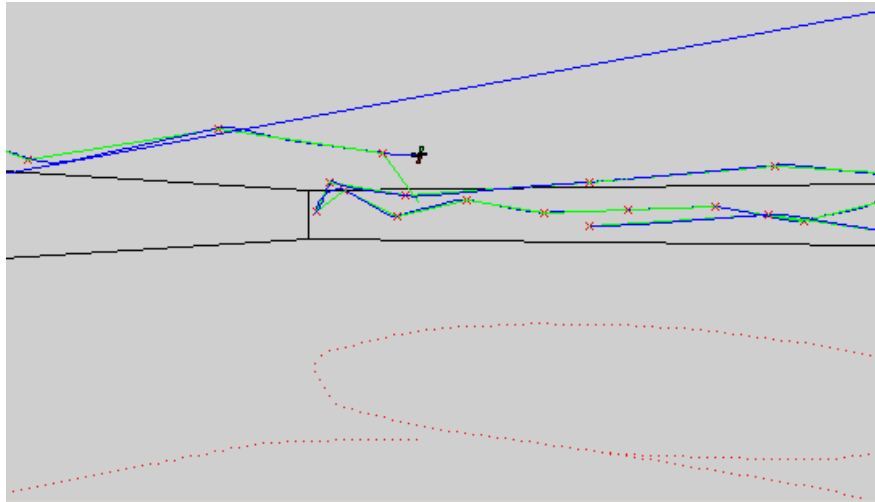


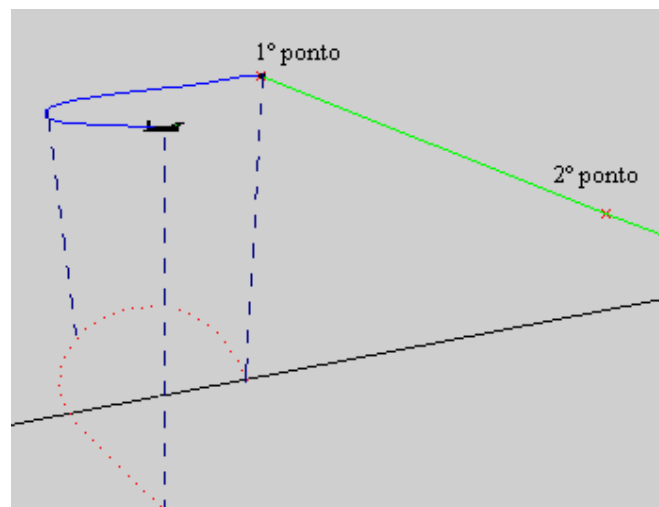
Ilustração da simulação da aeronave com 6 graus de liberdade

Os pontos de referência, a seguir pela aeronave, são lidos de um ficheiro que contém as suas coordenadas geodéticas e elevação relativa ao elipsoide WGS84 e que

pode ser alterado pelo utilizador (ver ficheiro exemplo no CD anexado em '`\codigo\principal\wpoints.m`').



Fim da simulação. Todos os pontos alcançados.



Importância do limitador de pranchamento

Esta imagem evidencia a importância do limitador do ângulo de pranchamento aquando do controlo do ângulo de rumo, uma vez que, neste caso a diferença entre a atitude da aeronave e o ângulo de referência atinge o seu valor máximo, π , e por conseguinte, dado o controlador projectado, a referência a ϕ seria proporcional a essa diferença e portanto, grande, o que conduziria, sem o limitador, a que a aeronave começasse a fazer piruetas entrando em queda sem possibilidade de recuperação.

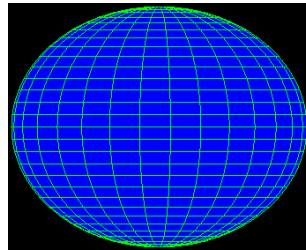
Deste modo, o ângulo de pranchamento satura e a aeronave executa quase uma volta coordenada convergindo posteriormente para o 2º ponto.

8. Terreno

O meio envolvente à aeronave, não considerando a atmosfera, é simulado através do elipsoide WGS84, e a elevação do terreno face ao elipsoide dada por ficheiros SRTM3. A elevação da superfície da água face ao elipsoide é dada pelo EGM96. O campo gravítico criado pelo planeta é simulado pelo elipsoide equipotencial geocêntrico WGS84.

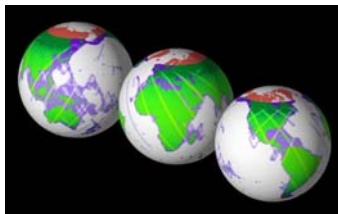
O elipsoide WGS84 apresenta as seguintes características relevantes para o trabalho:

Semi eixo maior, a [m]	Semi eixo menor b [m]	Achatamento f
6378137.00	6356752.315	1/298.2572235630

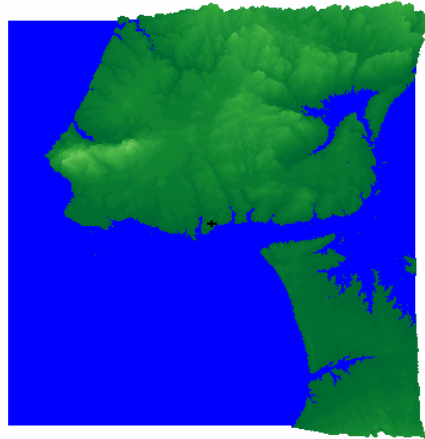


Elipsoide WGS84 (não está à escala)

A elevação do terreno face ao elipsoide é obtida através de ficheiros SRTM 3 arc sec (a Shuttle Radar Topographic Mission fez um levantamento digital da elevação do terreno do planeta Terra entre , e é disponibilizado como domínio público [5] o levantamento com resolução de 3 arcsec, o qual foi utilizado neste projecto – para mais informação ver anexo A).

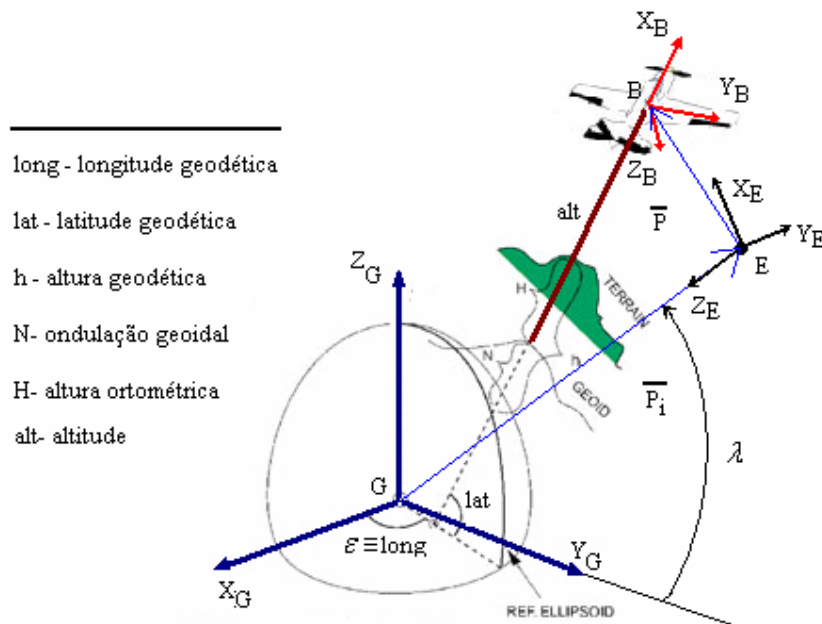


A verde e roxo, os dados SRTM3 disponíveis



Exemplo da visualização de terreno na zona de Lisboa

Para determinar a georeferenciação, definam-se os seguintes referênciais:



Coordenadas cartesianas e coordenadas geodéticas

A conversão entre coordenadas geodéticas e cartesianas encontra-se abaixo:

Geodéticas (LAT,LON,elev) para cartesianas(x,y,z):

$$\begin{aligned} X &= (elev+v) * \cos(LAT) * \cos(LON) \\ Y &= (elev+v) * \cos(LAT) * \sin(LON) \\ Z &= ((1-e^2) * v + elev) * \sin(LAT) \end{aligned}$$

Cartesianas (x,y,z) para geodéticas(LAT,LON,elev):

$$\begin{aligned} LON &= \text{atan2}(Y, X) \\ \tan(LAT) - z / \sqrt{X^2 + Y^2} - e^2 * v / \sqrt{X^2 + Y^2} * \sin(LAT) &= 0 \\ elev &= x / (\cos(LAT) * \cos(LON)) - v; \end{aligned}$$

Com,

$$\begin{aligned} e^2 &= 2 * f - f^2; \\ v &= a / \sqrt{1 - e^2 * (\sin(LON))^2} \end{aligned}$$

A 2ª linha da última conversão representa uma equação não linear a qual é resolvida pelo MATLAB devolvendo a latitude geodética (ver no CD anexado ‘\codigo\terreno\lle2xyz.m’ e ‘\codigo\terreno\xyz2lle.m’).

O cálculo da dinâmica é efectuado no referencial centrado em E, a posição do ponto inicial da aeronave aquando do início da simulação. O objectivo é evitar trabalhar com numeros elevados poupando-se algum tempo de computação e diminuição dos erros de arredondamentos ou truncagens.

A posição no referencial geocêntrico é então calculada da seguinte forma:

$$\vec{P}_G = \vec{P}_i + T\vec{P}$$

Em que T é a matriz de rotação que transforma um vector escrito no referencial centrado em E no vector escrito num referencial centrado em E e alinhado com o geocêntrico.

$$T_{ZYX}(\varepsilon, \eta, \mu) = \begin{bmatrix} c(\varepsilon)c(\eta) & c(\varepsilon)s(\eta)s(\mu) - s(\varepsilon)c(\mu) & c(\varepsilon)s(\eta)c(\mu) + s(\varepsilon)s(\mu) \\ s(\varepsilon)c(\eta) & s(\varepsilon)s(\eta)s(\mu) + c(\varepsilon)c(\mu) & s(\varepsilon)s(\eta)c(\mu) - c(\varepsilon)s(\mu) \\ -s(\eta) & c(\eta)s(\mu) & c(\eta)c(\mu) \end{bmatrix}$$

$$\text{,com } \begin{matrix} \mu = 0 \\ \eta = -\lambda - 90^\circ \end{matrix}$$

$$c(x) = \cos(x) \text{ e } s(x) = \sin(x).$$

Geoide

O geóide utilizado é o EGM96, e é usado como a representação da elevação da superfície da água relativamente ao elipsoide WGS84. Para uma dada posição da aeronave no globo, são determinadas as suas coordenadas geodéticas e é interpolada na tabela que contém a informação do geóide a elevação deste face ao elipsoide. Com base na elevação da aeronave e do geóide face ao elipsoide é calculada a sua altitude. (ver no CD anexado ‘\codigo\terreno\dispterr.m’ e ‘\codigo\terreno\geoidh.m’) Para mais informações sobre o ficheiro que contém os dados do geóide, ver anexo B.

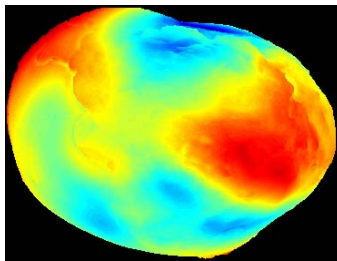


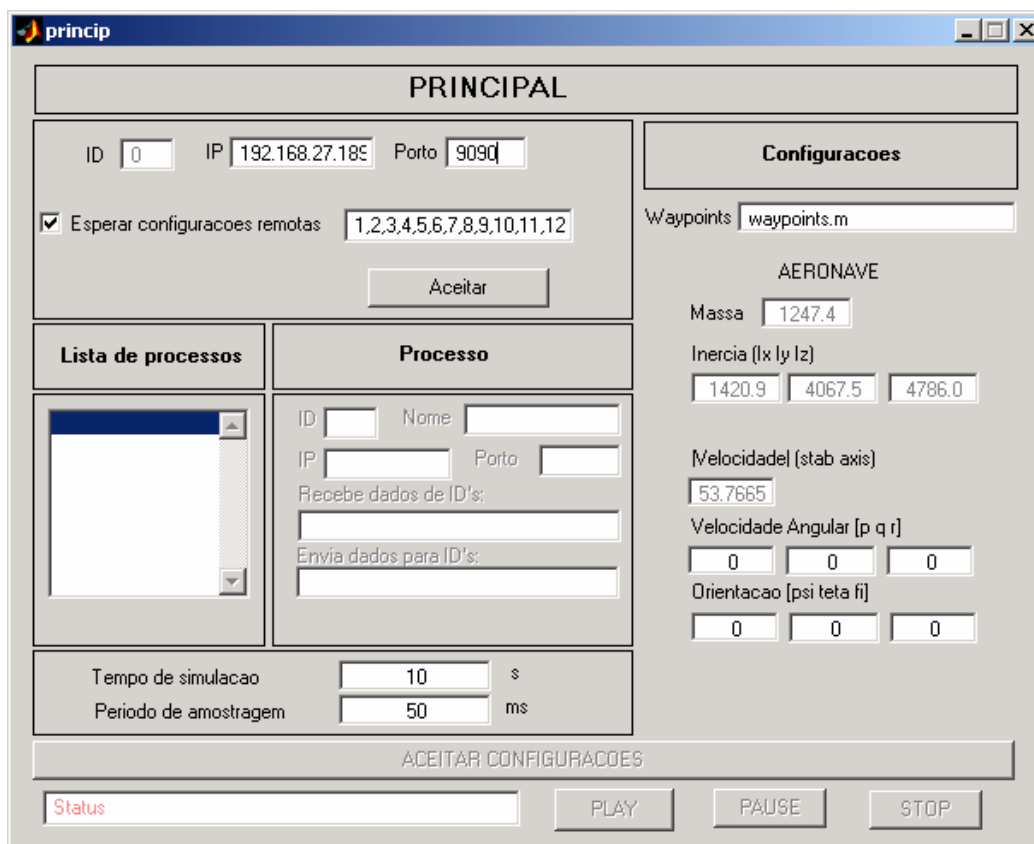
Ilustração do geóide EGM96.

9. As Aplicações

Foram criados 13 processos, em linguagem matlab responsáveis pela simulação dos 6 sensores utilizados, dos 4 actuadores, do controlo, da dinâmica da aeronave e do terreno. Adicionalmente foi criado um outro processo, o “Principal”, responsável pelas configurações das comunicações dos vários processos (receber os IP's e portos de comunicação associados a cada processo e enviar para cada um os IP's e portos dos processos com os quais esse partilha informação), pela definição do estado inicial da aeronave e pela inicialização de todos os processos.

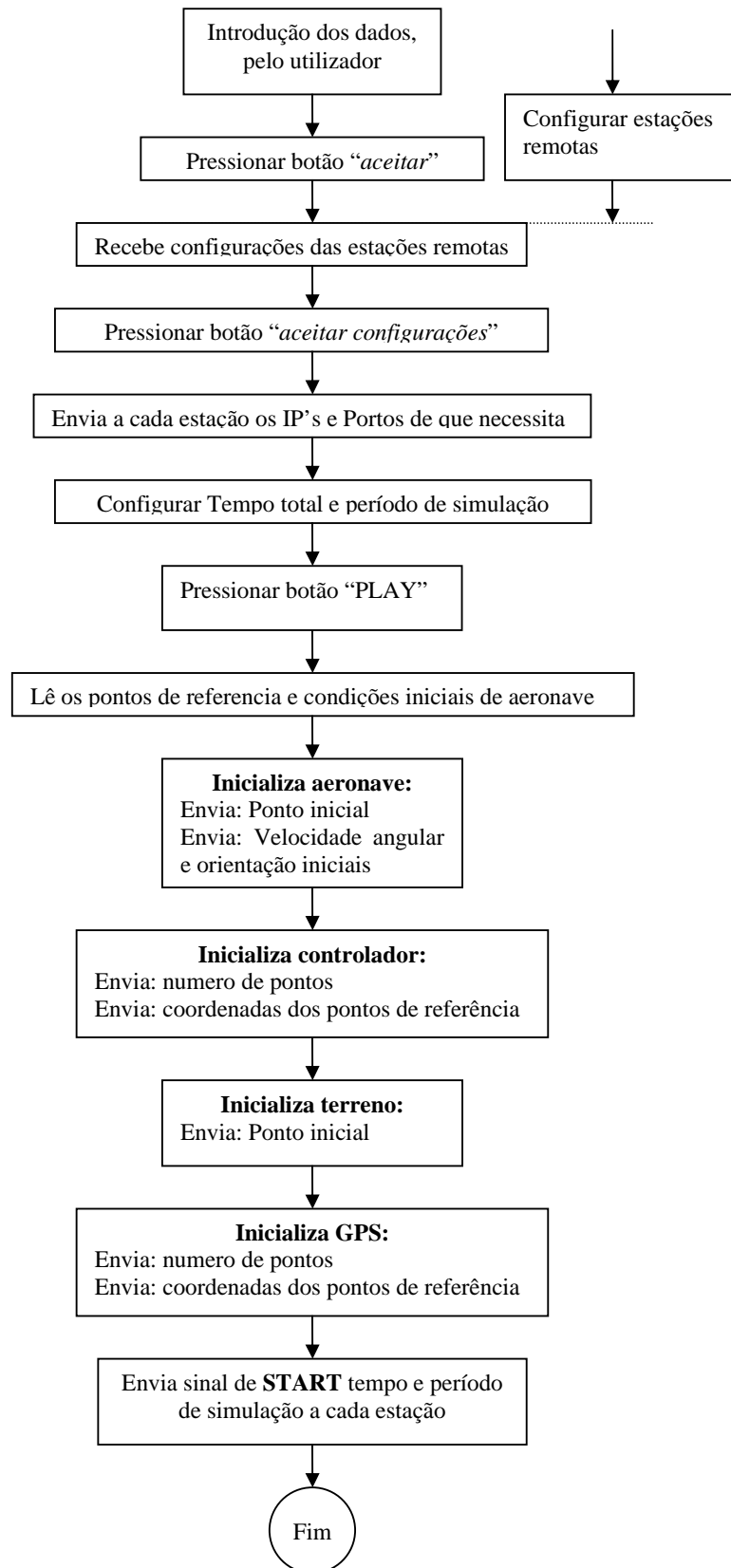
9.1 Principal

Este processo deve ser executado antes de todos os outros, apresentando a seguinte interface gráfica, ao se executar a função “*princip.m*” (ver CD em anexo ‘\codigo\princip\princip.m’):



Interface gráfica do ‘Principal’

O fluxograma associado a este processo encontra-se abaixo:

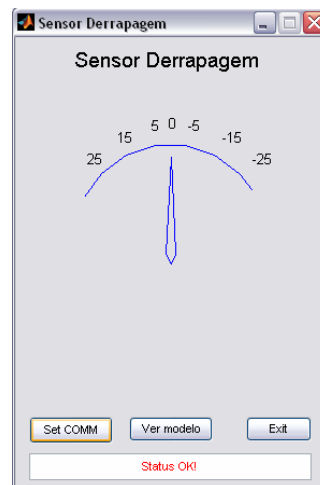


9.2 Sensores

Sensor Derrapagem, Pranchamento, Rumo, Subida e Velocidade ar

Todos os sensores, com excepção do sensor de GPS (que apresenta ligeiras diferenças), executam um processamento semelhante. Como exemplo, apresenta-se de seguida a explicação do processo relativo ao sensor de derrapagem.

Este sensor é o responsável pela simulação da sensoriação da derrapagem da aeronave, a qual é determinada no processo associado à sua dinâmica. O fluxo de informação da simulação total é inicializado em cada sensor pelo que estes começam por enviar informação e só depois recebem.



Interface gráfica do sensor de derrapagem

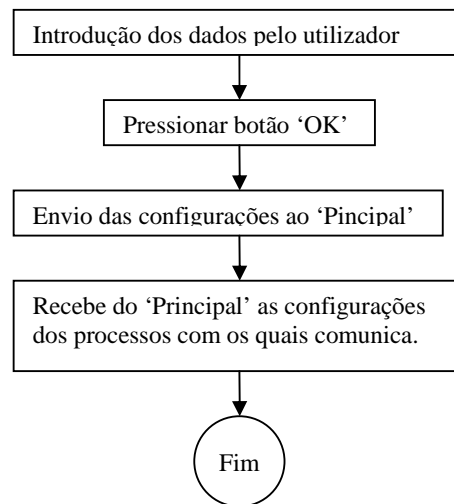
Para se executar um processo associado a um bloco simulado, deve executar-se a função '*dispXXX.m*' presente na directoria associada ao bloco, no CD anexado a este relatório (e.g. para execução do processo associado ao sensor de derrapagem: executar a função '*\codigo\sensorderrap\dispens.m*').

As configurações das comunicações deve ser feita através da seguinte interface gráfica que surge ao pressionar o botão "Set COMM" presente em todas as interfaces. Ficando então o processo à espera das configurações e sinal de start.

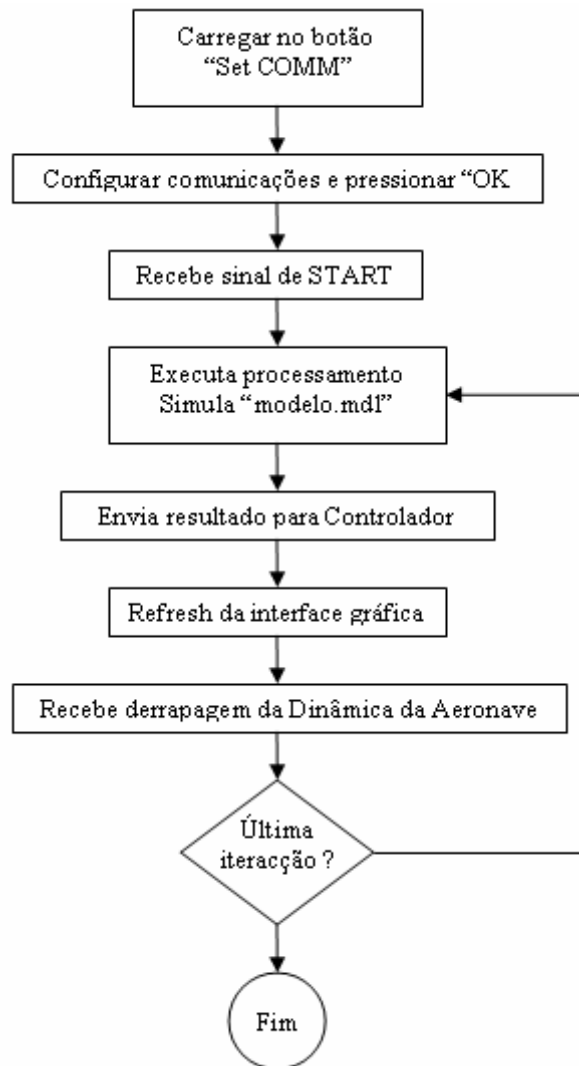


Interface das configurações das comunicações

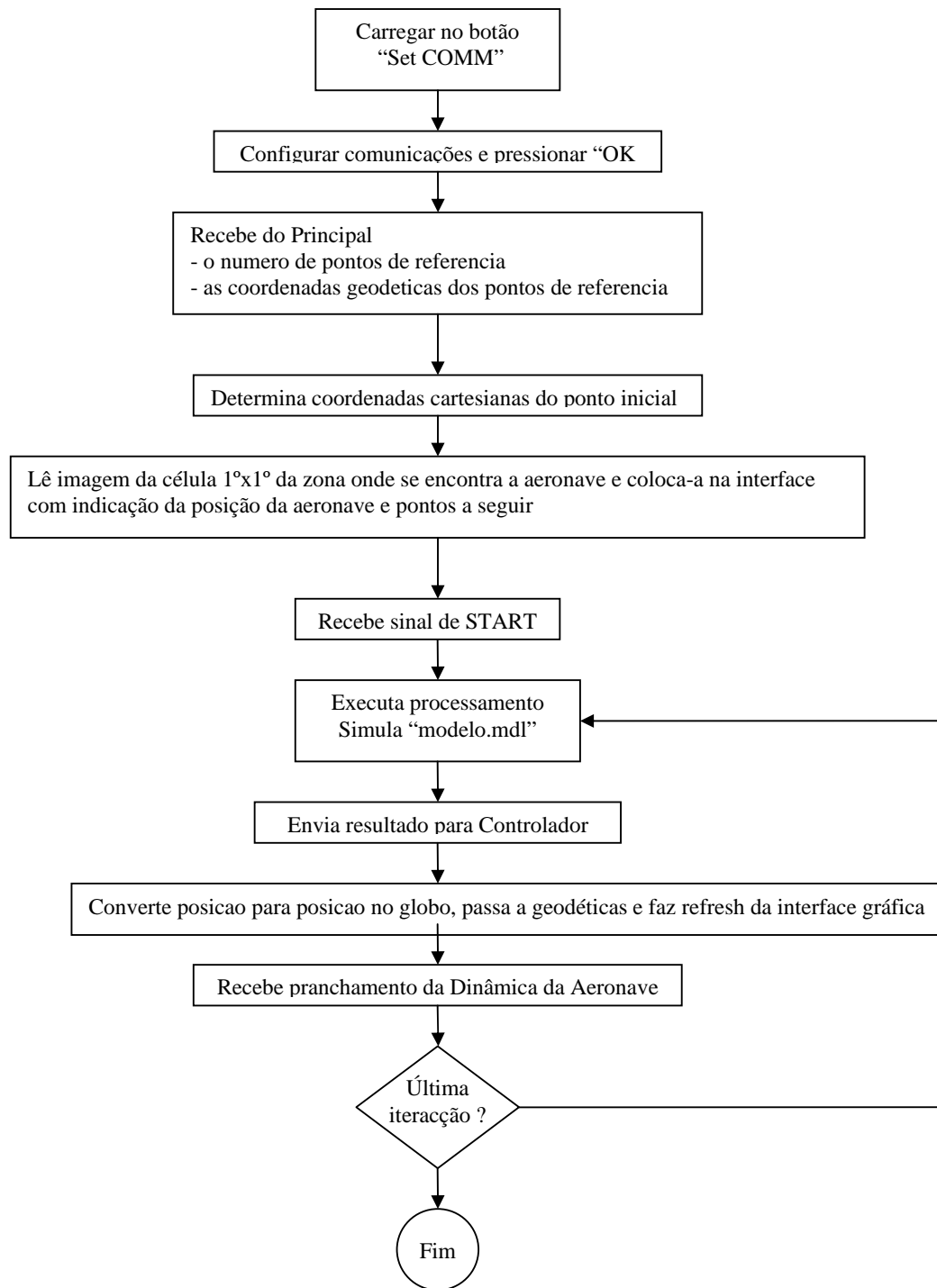
A função que apresenta esta interface e que é responsável pelas configurações das comunicações pode ser consultada, por exemplo, no CD anexado em '*codigo\ aeronave\config.m*'. O fluxograma associado à configuração das comunicações em cada processo é o seguinte:



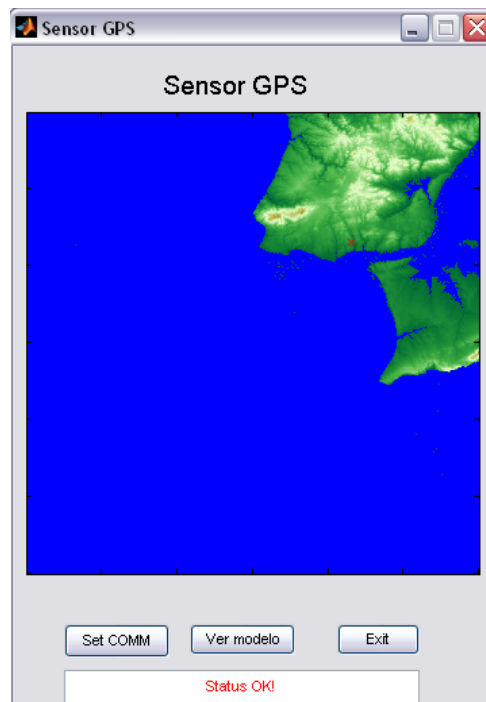
O fluxograma associado ao sensor derrapagem é o seguinte



Apenas se irá explicar o processamento do sensor de GPS, uma vez que todos os restantes sensores executam um processamento semelhante ao explanado atrás.



Exemplo da interface gráfica do sensor de GPS



9.3 Controlador

O controlador é o processo responsável de receber as medidas sensoriadas e enviadas pelos sensores, de efectuar o controlo e enviar o resultado para os actuadores. Este processo é executado pela função 'dispctr.m' presente no CD em 'codigo\controlador\'. O processamento do controlo é digital, isto é, não é um modelo contínuo, implementando os modelos atrás ilustrados de forma digital, estando projectado para funcionar correctamente para um período de amostragem de 0.05s.

Antes de efectuar o processamento, o processo controlador recebe do Principal as inicializações que consistem no número de pontos e nas suas coordenadas geodéticas, depois de terem sido configuradas as comunicações. Após o sinal de START o controlador entra num ciclo semelhante ao do sensor de derrapagem descrito atrás, a únicas diferenças são: começa por receber os dados dos processos dos

sensores e não por enviar; executa o cálculo do controlo e guiamento, não tem modelo associado; e envia os dados para os processos actuadores.

9.4 Actuadores

Os actuadores têm também um processamento semelhante ao dos sensores, a única diferença é que recebem dados do controlador e enviam o resultado para o processo da dinâmica da aeronave, depois de processar o modelo a eles associados. As interfaces são idênticas às dos sensores. A função que executa o processo é ‘*dispact.m*’ presente na directoria associada a cada actuador em ‘*codigo\actuadores*’. O modelo dos actuadores é (ver ‘*codigo\actuadores\XXX\modelo.mdl*’ na directoria correspondente):

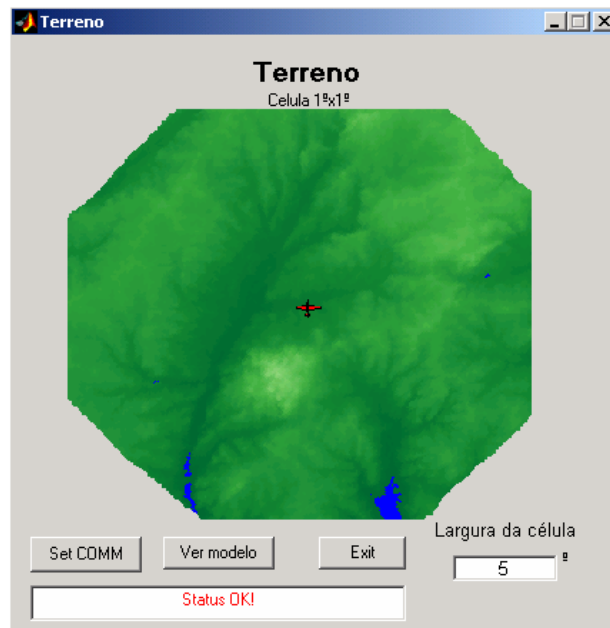
9.5 Dinâmica da aeronave

A dinâmica da aeronave é responsável pelo cálculo das derivadas de estabilidade da aeronave e pela sua simulação no meio envolvente. Caso seja utilizado o “modelo.mdl” para simular a aeronave, a força gravítica será constante e igual à força gravítica no referencial inercial. Caso seja utilizado o modelo “modelo_peso.mdl” o cálculo da força gravítica é baseado no WGS84 através da determinação da sua posição no globo. A “dinâmica da aeronave” após a determinação das características aerodinámicas e da configuração das comunicações, começa por receber do “principal” as configurações da aeronave seguindo depois para o ciclo interactivo dentro do qual recebe os dados enviados pelos actuadores, determina a orientação do vector gravidade, simula o modelo associado à dinâmica da aeronave (ver no CD anexado em ‘*codigo\ aeronave\dispdin.m*’ e ‘*codigo\ aeronave\modeloXXX.mdl*’), e envia os resultados da simulação para o terreno e sensores.

9.6 Terreno

O processo associado à simulação do terreno é executado através da função contida no CD anexado em ‘*codigo\terreno\dispterr.m*’. São criadas várias funções para a visualização da aeronave e do terreno nas posições exactas, bem como versões não tão correctas (por exemplo visualização de células de larguras angulares) mas

muito mais rápidas. Outras funções encontram-se na mesma directoria para visualização no planeta, etc. (ver código contido no CD anexado em ‘código\terreno’). Este processo é semelhante aos anteriores, com a diferença que apenas está a receber a posição e orientação da aeronave no referencial inercial centrado na posição inicial da aeronave e a transforma para o referencial geocêntrico.



Exemplo de visualização da interface gráfica associada ao processo que simula o Terreno

10. Conclusões

O objectivo do projecto foi atingido pela construção de uma aplicação funcional distribuída que simula uma aeronave num meio envolvente, conjuntamente com alguma da sua instrumentação e controlo. A condução é realizada pelo controlo/sistema de guiamento autónomo.

Foi criado um total de 14 processos que comunicam entre si, sendo portanto a exigência das comunicações bastante elevada e a distribuição totalmente conseguida. Por outro lado, a complexidade dos modelos criados, em particular dos sensores não é elevada quando comparada por exemplo com a da dinâmica da aeronave. Isto significa que vários processos têm uma razão de tempo dedicado à computação por tempo dedicado à comunicação, muito baixo, pelo que não se verificou uma redução do tempo de simulação total distribuída relativamente ao tempo de simulação na mesma máquina. Optimisticamente, esta relação de tempos de simulação será tanto mais baixa quanto maior for a complexidade dos modelos associados a cada processo uma vez que se está a aumentar o tempo de computação face ao tempo de comunicações e, portanto, na continuidade deste projecto, com a implementação de modelos mais rigorosos e complexos, numa aproximação crescente à realidade, obviamente ter-se-á maior rapidez de simulação distribuída e maior do que a da não distribuída. Aditivamente, o aumento do paralelismo de processamento relativamente à sua sequenciação contribuirá para uma maior redução desses tempos.

Neste projecto, construiu-se uma plataforma informática em ambiente MATLAB que suporta a inclusão de novos processos e possibilita um rápido acesso à modificação dos modelos. Os modelos podem ser alterados no Simulink sem necessidade de se modificar o código, e, por outro lado o código pode ser modificado sem a necessidade de se alterar o modelo, assim, combinam-se as vantagens do uso do Simulink e da programação clássica.

Futuramente, para um aumento da rapidez do processamento, parte do código, em especial o mais exigente em termos de interpretação deve ser realizado numa linguagem compilada (e.g. C), uma vez que sendo a linguagem MATLAB interpretada, para computações mais complexas, o tempo tomado pela interpretação acaba por influenciar negativamente o tempo total de simulação.

11. Elementos de consulta

- [1] Nelson, Robert C., *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw-Hill, 1998
- [2] Suleman, Afzal, *Estabilidade de Voo*, IST Secção Mecânica Aeroespacial, 2000
- [3] <http://www.mathworks.com>
- [4] <http://www.nima.mil>
- [5] <http://www.jpl.nasa.gov/srtm/>

Anexos

A.

SRTM_Topo (last update 11/05/03)

SRTM Documentation (best viewed with mono-spaced font, such as courier)

1.0 Introduction

The SRTM data sets result from a collaborative effort by the National Aeronautics and Space Administration (NASA) and the National Imagery and Mapping Agency (NIMA), as well as the participation of the German and Italian space agencies, to generate a near-global digital elevation model (DEM) of the Earth using radar interferometry. The SRTM instrument consisted of the Spaceborne Imaging Radar-C (SIR-C) hardware set modified with a Space Station-derived mast and additional antennae to form an interferometer with a 60 meter long baseline. A description of the SRTM mission, can be found in Farr and Kobrick (2000).

Synthetic aperture radars are side-looking instruments and acquire data along continuous swaths. The SRTM swaths extended from about 30 degrees off-nadir to about 58 degrees off-nadir from an altitude of 233 km, and thus were about 225 km wide. During the data flight the instrument was operated at all times the orbiter was over land and about 1000 individual swaths were acquired over the ten days of mapping operations. Length of the acquired swaths range from a few hundred to several thousand km. Each individual data acquisition is referred to as a "data take."

SRTM was the primary (and pretty much only) payload on the STS-99 mission of the Space Shuttle Endeavour, which launched February 11, 2000 and flew for 11 days. Following several hours for instrument deployment, activation and checkout, systematic interferometric data were collected for 222.4 consecutive hours. The instrument operated virtually flawlessly and imaged 99.96% of the targeted landmass at least one time, 94.59% at least twice and about 50% at least three or more times. The goal was to image each terrain segment at least twice from different angles (on ascending, or north-going, and descending orbit passes) to fill in areas shadowed from the radar beam by terrain.

This 'targeted landmass' consisted of all land between 56 degrees south and 60 degrees north latitude, which comprises almost exactly 80% of the total landmass.

2.0 Data Set Characteristics

2.1 General

SRTM data were processed in a systematic fashion using the SRTM Ground Data Processing System (GDPS) supercomputer system at the Jet Propulsion Laboratory. Data were mosaicked into approximately 15,000 one degree by

one degree cells and formatted according to the Digital Terrain Elevation Data (DTED) specification for delivery to NIMA, who will use it to update and extend their DTED products. Data were processed on a continent-by-continent basis beginning with North America. NIMA is applying several post-processing steps to these data including editing, spike and well removal, water body leveling and coastline definition. Following these "finishing" steps data will be returned to NASA for distribution to the scientific and civil user communities, as well as the public. In advance of that, the unedited data are being released for public use subject to the caveats discussed below.

2.2 Organization

SRTM data are organized into individual rasterized cells, or tiles, each covering one degree by one degree in latitude and longitude. Sample spacing for individual data points is either 1 arc-second or 3 arc-seconds, referred to as SRTM-1 and SRTM-3, respectively. Since one arc-second at the equator corresponds to roughly 30 meters in horizontal extent, the sets are sometimes referred to as "30 meter" or "90 meter" data.

Unedited SRTM-3 data are being released continent-by-continent, with the definitions of the continents displayed in the file `Continent_def.gif`. By agreement with NIMA unedited SRTM-1 data for the United States and its territories and possessions are also being released and can be found in the directory `/United_States_1arcsec/`. Cells that straddle the border with neighboring countries have been masked with quarter degree quantiation such that data outside the U.S. have the void value.

2.3 Elevation mosaics

Each SRTM data tile contains a mosaic of elevations generated by averaging all data takes that fall within that tile. Since the primary error source in synthetic aperture radar data is speckle, which has the characteristics of random noise, combining data through averaging reduces the error by the square root of the number of data takes used. In the case of SRTM the number of data takes could range from a minimum of one (in a very few cases) up to as many as ten or more.

3.0 Data Formats

The names of individual data tiles refer to the longitude and latitude of the lower-left (southwest) corner of the tile (this follows the DTED convention as opposed to the GTOPO30 standard). For example, the coordinates of the lower-left corner of tile N40W118 are 40 degrees north latitude and 118 degrees west longitude. To be more exact, these coordinates refer to the geometric center of the lower left pixel, which in the case of SRTM-1 data will be about 30 meters in extent.

SRTM-1 data are sampled at one arc-second of latitude and longitude and each file contains 3601 lines and 3601 samples. The rows at the north

and south edges as well as the columns at the east and west edges of each cell overlap and are identical to the edge rows and columns in the adjacent cell.

SRTM-3 data are sampled at three arc-seconds and contain 1201 lines and 1201 samples with similar overlapping rows and columns. This organization also follows the DTED convention. Unlike DTED, however, 3 arc-second data are generated in each case by 3x3 averaging of the 1 arc-second data - thus 9 samples are combined in each 3 arc-second data point. Since the primary error source in the elevation data has the characteristics of random noise this reduces that error by roughly a factor of three.

This sampling scheme is sometimes called a "geographic projection", but of course it is not actually a projection in the mapping sense. It does not possess any of the characteristics usually present in true map projections, for example it is not conformal, so that if it is displayed as an image geographic features will be distorted. However it is quite easy to handle mathematically, can be easily imported into most image processing and GIS software packages, and multiple cells can be assembled easily into a larger mosaic (unlike the pesky UTM projection, for example.)

3.1 DEM File (.HGT)

The DEM is provided as 16-bit signed integer data in a simple binary raster. There are no header or trailer bytes embedded in the file. The data are stored in row major order (all the data for row 1, followed by all the data for row 2, etc.).

All elevations are in meters referenced to the WGS84 EGM96 geoid as documented at <http://www.nima.mil/GandG/wgsegm/>.

Byte order is Motorola ("big-endian") standard with the most significant byte first. Since they are signed integers elevations can range from -32767 to 32767 meters, encompassing the range of elevation to be found on the Earth.

In these preliminary data there commonly will be data voids from a number of causes such as shadowing, phase unwrapping anomalies, or other radar-specific causes. Voids are flagged with the value -32768.

4.0 Notes and Hints for SRTM Data Users

4.1 Data Encoding

Because the DEM data are stored in a 16-bit binary format, users must be aware of how the bytes are addressed on their computers. The DEM data are provided in Motorola or IEEE byte order, which stores the most significant byte first ("big endian"). Systems such as Sun SPARC and Silicon Graphics workstations use the Motorola byte order. The Intel byte order, which

stores the least significant byte first ("little endian"), is used on DEC Alpha systems and most PCs. Users with systems that address bytes in the Intel byte order may have to "swap bytes" of the DEM data unless their application software performs the conversion during ingest.

4.3 SRTM Caveats

As with all digital geospatial data sets, users of SRTM must be aware of certain characteristics of the data set (resolution, accuracy, method of production and any resulting artifacts, etc.) in order to better judge its suitability for a specific application. A characteristic of SRTM that renders it unsuitable for one application may have no relevance as a limiting factor for its use in a different application.

In particular, data produced by the PI processor should be considered as "research grade" data suitable for scientific investigations and development and testing of various civil applications.

No editing has been performed on the data, and the elevation data in particular contain numerous voids and other spurious points such as anomalously high (spike) or low (well) values. Water bodies will generally not be well-defined - in fact since water surfaces generally produce very low radar backscatter they will appear quite "noisy" or rough, in the elevations data. Similarly, coastlines will not be well-defined.

5.0 References

Farr, T.G., M. Kobrick, 2000, Shuttle Radar Topography Mission produces a wealth of data, *Amer. Geophys. Union Eos*, v. 81, p. 583-585.

Rosen, P.A., S. Hensley, I.R. Joughin, F.K. Li, S.N. Madsen, E. Rodriguez, R.M. Goldstein, 2000, Synthetic aperture radar interferometry, *Proc. IEEE*, v. 88, p. 333-382.

DMATR 8350.2, Dept. of Defense World Geodetic System 1984, Its Definition and Relationship with Local Geodetic Systems, Third Edition, 4 July 1997. http://164.214.2.59/GandG/tr8350_2.html

Lemoine, F.G. et al, NASA/TP-1998-206861, The Development of the Joint NASA GSFC and NIMA Geopotential Model EGM96, NASA Goddard Space Flight Center, Greenbelt, MD 20771, U.S.A., July 1998.

Other Web sites of interest:

NASA/JPL SRTM: <http://www.jpl.nasa.gov/srtm/>

NIMA: <http://164.214.2.59/nimahome.html>

STS-99 Press Kit: <http://www.shuttlepresskit.com/STS-99/index.htm>

Johnson Space Center STS-99:
<http://spaceflight.nasa.gov/shuttle/archives/sts-99/index.html>

German Space Agency: <http://www.dlr.de/srtm>

Italian Space Agency: <http://srtm.det.unifi.it/index.htm>

U.S. Geological Survey, EROS Data Center: <http://edc.usgs.gov/>

Note: DTED is a trademark of the National Imagery and Mapping Agency

B.

Data Description for 15 minute worldwide binary geoid height file:

—

---- FILE: WW15MGH.DAC

The total size of the file is 2,076,480 bytes. This file was created using an INTEGER*2 data type format and is an unformatted direct access file. The data on the file is arranged in records from north to south. There are 721 records on the file starting with record 1 at 90 N. The last record on the file is at latitude 90 S. For each record, there are 1,440 15 arc-minute geoid heights arranged by longitude from west to east starting at the Prime Meridian (0 E) and ending 15 arc-minutes west of the Prime Meridian (359.75 E). On file, the geoid heights are in units of centimeters. While retrieving the Integer*2 values on file, divide by 100 and this will produce a geoid height in meters.

--- POC:

Questions concerning the binary direct access file and interpolation software may be directed to:

Geospatial Sciences Division
NGA/PRGB
3838 Vogel Rd
Arnold MO, 63010

e-mail: wgs84@nga.mil
office phone: (314)263-4422