



Academia da Força Aérea



Desenvolvimento de Ferramenta Computacional para Ajuste Automático de Controladores em Veículos Aéreos Não-Tripulados

Fernando Roque Dias Ferreira

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

Ciências Militares Aeronáuticas na especialidade de Engenharia Electrotécnica

Orientador: Capitão Tiago Miguel Monteiro de Oliveira
Co-Orientadora: Doutora Sílvia Alexandra Carrapato Chá

Júri

Presidente:
Orientador: Capitão Tiago Miguel Monteiro de Oliveira
Vogal: Doutor Victor José de Almeida e Sousa Lobo

Novembro 2019

“Tentar e falhar é, pelo menos, aprender. Não chegar a tentar é sofrer a inestimável perda do que poderia ter sido.” Albino Teixeira

Agradecimentos

Em primeiro lugar, gostaria de agradecer à Academia da Força Aérea (AFA) por me preparar, ao longo destes seis anos, para o ingresso nos quadros permanentes de oficiais da Força Aérea Portuguesa (FAP). Como tal, quero expressar o meu agradecimento a todos aqueles que me acompanharam neste longo percurso.

Quero deixar um especial agradecimento ao Capitão Tiago Oliveira, por ter proposto o tema deste projecto, pela constante orientação, pela total disponibilidade no esclarecimento de dúvidas e por mostrar constante preocupação com o desenvolvimento do trabalho.

Quero agradecer também à Professora Doutora Sílvia Chá pelo interesse em orientar este trabalho, mesmo fora da sua área de conforto, tendo sido preponderante na escrita deste projecto.

Agradeço ao Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA), em particular ao Capitão João Caetano, ao Chefe Teixeira, ao Ajudante Gomes e ao Ajudante Fernandes, pela disponibilidade e apoio na realização dos ensaios em voo no Centro de Formação Militar e Técnica da Força Aérea (CFMTFA).

Gostaria de enaltecer a parceria da AFA com o Instituto Superior Técnico (IST), a qual me permitiu concluir a licenciatura em Engenharia Aeroespacial e o mestrado no ramo Aviónica. O percurso no IST permitiu fazer novos amigos, deixando um especial agradecimento ao Francisco Correia e ao Nuno Ferreira, por me terem ajudado a superar todos os obstáculos presentes nessa caminhada.

Quero agradecer ao meu curso da AFA, os Jokers, por todos os momentos e ensinamentos partilhados ao longo destes anos. *“Aqueles que passam por nós, não vão sós, não nos deixam sós. Deixam um pouco de si, levam um pouco de nós”, Antoine de Saint-Exupéry.*

Aos meus pais dedico esta conquista e todas aquelas que já alcancei e as que ainda vou alcançar. Um simples agradecimento não chega, para compensar todo o esforço que vocês fizeram ao longo da vossa vida, colocando sempre o vosso bem pessoal, em segundo lugar. Estarei sempre em dívida convosco, obrigado pai e mãe.

Quero deixar um especial agradecimento aos meus quatro irmãos, dispersos pelos quatro cantos do mundo, que mesmo distantes fisicamente, serão sempre a minha referência.

Por último, e mais que tudo, agradecer à Luana Alves pelo amor e amizade incondicional, ao longo

destes anos. Obrigado por teres sido a pedra basilar deste caminho, este marco também te pertence.

Resumo

Este trabalho está enquadrado na missão do Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA) e tem como objectivo desenvolver uma ferramenta computacional, para o ajuste dos ganhos do piloto automático Piccolo. Em particular, esta ferramenta visa contribuir para a sistematização dos processos associados ao ajuste dos ganhos dos controladores do Piccolo, com vista ao aperfeiçoamento do desempenho dos *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) do CIAFA, no seguimento de comandos de referência.

Inicialmente, são analisadas as leis de controlo do Piccolo, no que respeita ao controlo do movimento lateral das aeronaves, identificando-se ainda quais os ganhos e parâmetros que permitem modificar o comportamento das mesmas. De seguida, é desenvolvido um modelo computacional da dinâmica lateral do UAV ANTEX-X02 Alfa 07, procedendo-se posteriormente à implementação do método de ajuste dos ganhos. O método implementado é o *Root Locus*, fazendo uso do Simulink e da *toolbox Control System Designer* do MATLAB[®], que irá estimar o conjunto dos valores dos ganhos, para obter uma resposta criticamente amortecida.

Finalmente, demonstra-se formalmente a coerência entre a resposta estimada pelo modelo computacional e a resposta da aeronave, apresentando-se resultados obtidos em ensaios em voo, realizados no Centro de Formação Militar e Técnica da Força Aérea (CFMTFA), para diferentes condições de voo.

Palavras Chave

Piccolo, ajuste dos ganhos, UAV, leis de controlo, modelo computacional, *Root Locus*.

Abstract

This thesis is part of the Air Force Academy Research Center (CIAFA, according to the portuguese initials) mission and its objective is to develop a computational tool for the adjustment of gains of the automatic pilot Piccolo. This tool will contribute for the systematization of the processes associated with the adjustment of gains from the Piccolo controller in order to improve the performance of the *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) of the CIAFA.

Initially, the analysis of the piccolo control laws was completed, with emphasis on lateral movement of the aircraft. In this respect, the gains and parameters that allow to modify the behaviour of the aircraft were identified. In a second phase, a computational model of the lateral dynamics of the UAV ANTEX-X02 Alfa 07 was developed and the gain adjustment method was implemented. The method applied was the *Root Locus*, using Simulink and the *toolbox Control System Designer* that will estimate the group of values of the gains, to obtain a critically damped response.

Finally, the coherence between the answer estimated by the computational model and the aircraft response will be demonstrated. The results registered will be shown, representing flight trials made in the Military and Technical Training Center of the Air Force (CFMTFA, according to the portuguese initials) for different flight conditions.

Keywords

Piccolo, gains adjustment, UAV, control laws, computational simulation model, *Root locus*.

Conteúdo

1	Introdução	1
1.1	Enquadramento	2
1.2	Motivação e Objectivo	3
1.3	Contribuições	3
1.4	Estrutura	4
2	Revisão Bibliográfica	5
2.1	Controlo de Sistemas	6
2.2	Identificação de Sistemas	13
2.3	Modelos da Dinâmica Lateral de uma Aeronave	17
2.4	Sistemas de Controlo com Realimentações e Controladores	19
2.4.1	Ajuste dos Ganhos de um Controlador	21
2.5	Estrutura de Controlo do Piloto Automático Piccolo	22
3	Validação das Leis de Controlo	25
3.1	Lei de Controlo dos Ailerons	26
3.1.1	Estrutura da Lei de Controlo dos Ailerons	26
3.1.2	Validação da Lei de Controlo dos Ailerons	29
3.1.3	Resultados em Ensaios em Voo	38
3.2	Lei de Controlo do Rudder	40
3.2.1	Estrutura da Lei de Controlo do Rudder	40
3.2.2	Validação da Lei de Controlo do Rudder	42
4	Estimação e Validação dos Modelos Laterais do UAV ANTEX-X02 Alfa 07 em Simulação	47
4.1	Metodologia para a Estimação e Validação dos Modelos Laterais	48
4.2	Modelos Laterais do UAV ANTEX-X02 Alfa 07 Estimados com os Dados de Simulação	52
4.2.1	Modelo da Velocidade de Pranchamento e do Ângulo de Rolamento da Aeronave Simulada	52

4.2.2	Modelo do Estado do Ângulo de Derrapagem e da Razão de Guinada da Aeronave Simulada	57
4.3	Ajuste dos Ganhos do Modelo Lateral da Aeronave Simulada	61
5	Estimação e Validação dos Modelos Laterais do UAV ANTEX-X02 Alfa 07 em Ensaios em Voo	65
5.1	Modelos Laterais do UAV ANTEX-X02 Alfa 07 em Ensaios em Voo	66
5.1.1	Modelo da Velocidade de Pranchamento e do Ângulo de Rolamento da Aeronave Real	67
5.1.2	Modelo do Estado do Ângulo de Derrapagem e da Razão de Guinada da Aeronave Real	70
5.2	Ajuste dos Ganhos do Modelo Lateral da Aeronave Real	72
6	Conclusão	79
6.1	Trabalho Realizado	80
6.2	Trabalho Futuro	81
A	Anexo A - Procedimento para o Registo dos Dados no PCC	87
B	Anexo B - Modelo Computacional da Dinâmica Lateral do UAV ANTEX-X02 Alfa 07 Simulado	95
C	Anexo C - Modelo Computacional da Dinâmica Lateral do UAV ANTEX-X02 Alfa 07 Real	99

Lista de Figuras

2.1	Sistema de Controlo.	6
2.2	Parâmetros do Comportamento do Sistema de Controlo (ver [36]).	7
2.3	Tipos de Respostas de um Sistema.	8
2.4	Valor da Resposta em Regime Estacionário.	9
2.5	Superfícies de Controlo de uma Aeronave (ver [4]).	10
2.6	Representação de um Espaço de Estados em Diagrama de Blocos (ver [5]).	11
2.7	Representação Esquemática dos Estados (p) e (r).	12
2.8	Ângulo de Rolamento (ϕ) de uma Aeronave, adoptado de [32].	12
2.9	Ângulo de Guinada (ψ) de uma Aeronave, adoptado de [32].	12
2.10	Representação Esquemática do Estado do Ângulo de Derrapagem (β), adaptado de [32].	13
2.11	Algoritmo da Identificação de Sistemas, adoptado de [34].	14
2.12	Aplicação do Método dos Mínimos Quadrados.	15
2.13	Modelo Lateral de uma Aeronave entre δ_a, p, ϕ (ver [7]).	17
2.14	Modelo Lateral de uma Aeronave entre δ_r, β (ver [7]).	18
2.15	Diagrama de Blocos com Controlador.	19
2.16	Estrutura Convencional de um PID.	20
2.17	Resposta, no Tempo, de um Sistema para Vários Controladores.	21
2.18	Estrutura de Controlo do Piccolo.	23
2.19	Display dos Ciclos de Comando.	23
3.1	Esquema da Estrutura de Controlo do Piccolo para a Validação das Leis de Controlo.	26
3.2	Ciclo do <i>Roll Control</i> , adaptado de [28].	27
3.3	Modelo em Simulink da Lei de Controlo dos Ailerons.	29
3.4	Registo do Ângulo de Rolamento, da Velocidade Pranchamento e das Deflexões dos Ailerons, para <i>Inputs</i> de Roll.	30
3.5	Configuração do Plano de Voo.	31
3.6	Deflexões dos Ailerons para ($AE = 0.5; K_{P2} = 2$).	33

3.7	Deflexões dos Ailerons para ($AE = 1; K_{P2} = 0.5$).	33
3.8	Deflexões dos Ailerons para ($K_{P2} = 1, K_{P3} = 0.75$ e $AE = 1$).	35
3.9	$\delta_{a_{K_I}}$ em Função do $\int p_{error} dt$, para as Amostras de Dados com ($K_I = 2; AE = 0.5$).	36
3.10	Deflexões dos Ailerons para ($AE = 1; K_I = 0.5$).	37
3.11	Deflexões dos Ailerons para ($AE = 0.5; K_I = 1$).	37
3.12	UAV ANTEX-X02 Alfa 07 do CIAFA.	38
3.13	Deflexão dos Ailerons para os dados no Ensaio em Voo.	38
3.14	<i>Yaw Control Loop</i> , adoptado de [28].	40
3.15	Modelo em Simulink da Lei de Controlo do Rudder.	42
3.16	Deflexão do Rudder para ($K_P = 0$) e ($RE = 0.25$).	44
3.17	Deflexão do Rudder para ($K_P = 0.5$) e ($RE = 1$).	45
3.18	Deflexão do Rudder para os dados no Ensaio em Voo.	46
4.1	Esquema da Estrutura de Controlo do Piccolo para Estimar os Modelos da Aeronave.	48
4.2	Janela do <i>Surface Calibration</i> .	49
4.3	<i>Display</i> do <i>System Identification</i> .	50
4.4	Exemplo de Comparação entre o Estado Verdadeiro e o Estado Estimado, da Velocidade de Pranchamento (p), considerando a mesma Entrada δ_a , obtida da Telemetria do Simulador de Voo.	51
4.5	Ganhos Estáticos das FT apresentadas na Tabela 4.1.	53
4.6	Frequências de Corte das FT apresentadas na Tabela 4.1.	53
4.7	Modelo em Simulink do <i>Roll Control</i> .	55
4.8	Seguimento do Ângulo de Rolamento para a Simulação sem Vento.	56
4.9	Seguimento da Velocidade de Pranchamento para a Simulação sem Vento.	56
4.10	Seguimento do Ângulo de Rolamento para a Simulação com Vento de ($Oeste = 3 m/s; Sul = 7 m/s$).	57
4.11	Seguimento da Velocidade de Pranchamento para a Simulação com Vento de ($Oeste = 3 m/s; Sul = 7 m/s$).	57
4.12	Modelo em Simulink do <i>Yaw Control</i> .	59
4.13	Seguimento do Ângulo de Derrapagem para a Simulação sem Vento.	60
4.14	Seguimento da Razão de Guinada para a Simulação sem Vento.	60
4.15	Seguimento do Ângulo de Derrapagem para a Simulação com Vento de ($Oeste = 2 m/s; Sul = 2 m/s$).	60
4.16	Seguimento da Razão de Guinada para a Simulação com Vento de ($Oeste = 2 m/s; Sul = 2 m/s$).	60
4.17	Esquema da Estrutura de Controlo do Piccolo Completo.	61

4.18	Comportamento da Resposta do Modelo Computacional com os Ganhos <i>Standard</i>	62
4.19	<i>Display</i> da Ferramenta <i>Control System Designer</i>	62
4.20	Comportamento da Resposta Computacional com os Novos Ganhos.	63
4.21	Resposta Computacional (azul) e a Obtida em Simulação de Voo (magenta) para os Ganhos <i>Standard</i>	64
4.22	Resposta Computacional (azul) e a Obtida em Simulação de Voo (magenta) para os Novos Ganhos.	64
5.1	<i>Remote Control</i> do Operador.	66
5.2	Seguimento do Ângulo de Rolamento para os Dados dos Ensaios em Voo.	69
5.3	Seguimento da Velocidade de Pranchamento para os Dados dos Ensaios em Voo.	69
5.4	Seguimento do Ângulo de Derrapagem para os Dados dos Ensaios em Voo.	71
5.5	Seguimento da Razão de Guinada para os Dados dos Ensaios em Voo.	71
5.6	Comportamento da Resposta do Modelo Computacional da Aeronave Real com os Ganhos <i>Standard</i>	72
5.7	Comportamento da Resposta do Modelo Computacional da Aeronave Real com os Ganhos Estimados.	73
5.8	Resposta do Modelo e da Aeronave para os Ganhos <i>Standard</i>	75
5.9	Resposta do Modelo e da Aeronave para os Ganhos Desejados.	75
5.10	Seguimento do Ângulo de Rolamento nos Ensaios em Voo com os Ganhos <i>Standard</i>	76
5.11	Seguimento do Ângulo de Rolamento nos Ensaios em Voo com os Ganhos Desejados.	76
A.1	Janela do <i>Preflight</i> do PCC.	89
A.2	Janela do <i>Sensor Configuration</i> do PCC.	90
A.3	Atraso do Registo dos Dados no Ficheiro do PCC.	91
A.4	Registo dos Dados com o <i>DevInterface</i>	91
A.5	<i>Display</i> do <i>DevInterface</i>	92
A.6	Janela do <i>System</i>	93
A.7	Deflexão dos Ailerons para uma Taxa de 2 Hz.	93
A.8	Deflexão dos Ailerons para uma Taxa de 10 Hz.	93
B.1	Modelo Computacional da Dinâmica Lateral do UAV Alfa 07 Simulado.	97
C.1	Modelo Computacional da Dinâmica Lateral do UAV Alfa 07 Real.	101

Lista de Tabelas

3.1	Ganhos Estimados pelo MMQ para a Lei de Controlo dos Ailerons com ($K_{P2} \neq 0$).	32
3.2	RMSE entre as Deflexões dos Ailerons Verdadeiras e as Estimadas para ($K_{P2} \neq 0$).	32
3.3	Ganhos Estimados pelo MMQ para a Lei de Controlo dos Ailerons com ($K_{P2} = 1$ e $K_{P3} \neq 0$).	34
3.4	RMSE entre as Deflexões dos Ailerons Verdadeiras e as Estimadas para ($K_{P2} = 1$ e $K_{P3} \neq 0$).	34
3.5	Ganhos Estimados pelo MMQ para a Lei de Controlo dos Ailerons com ($K_{P2} = 1$ e $K_I \neq 0$).	35
3.6	RMSE entre as Deflexões dos Ailerons Verdadeiras e as Estimadas para ($K_{P2} = 1$ e $K_I \neq 0$).	37
3.7	<i>RE</i> Estimados pelo Método dos Mínimos Quadrados (MMQ) para a Lei de Controlo do Rudder com ($K_P = 0$).	43
3.8	RMSE entre as Deflexões do Rudder Verdadeiras e as Estimadas para ($K_P = 0$).	43
3.9	Ganhos Estimados pelo MMQ para a Lei de Controlo do Rudder com ($K_P \neq 0$).	44
3.10	RMSE entre as Deflexões do Rudder Verdadeiras e as Estimadas para ($K_P \neq 0$).	45
4.1	FT ($\frac{p(s)}{\delta_a(s)}$) Estimadas pelo <i>System Identification</i> com Dados de Simulação.	52
4.2	Média dos Parâmetros.	53
4.3	FT ($\frac{\phi(s)}{p(s)}$) Estimadas pelo <i>System Identification</i> com Dados de Simulação.	54
4.4	RMSE dos Estados Laterais (p) e (ϕ).	56
4.5	FT ($\frac{\beta(s)}{\delta_r(s)}$) Estimadas pelo <i>System Identification</i> com Dados de Simulação.	58
4.6	Valores de RMSE dos Estados β e r	59
4.7	Comparação da Resposta da Aeronave Simulada com Modelo Computacional.	64
5.1	FT ($\frac{p(s)}{\delta_a(s)}$) Estimadas pelo <i>System Identification</i> com Dados de Ensaios em Voo.	67
5.2	FT ($\frac{\phi(s)}{p(s)}$) Estimadas pelo <i>System Identification</i> com Dados de Ensaios em Voo.	68
5.3	FT ($\frac{\beta(s)}{\delta_r(s)}$) Estimadas pelo <i>System Identification</i> com Dados de Ensaios em Voo.	70
5.4	Comparação da Resposta da Aeronave Real com Modelo Computacional.	74

Acrónimos

AFA	Academia da Força Aérea
CFMTFA	Centro de Formação Militar e Técnica da Força Aérea
CIAFA	Centro de Investigação da Academia da Força Aérea
FAP	Força Aérea Portuguesa
FEUP	Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto
FT	Função de Transferência
IMU	<i>Inertial Measurement Unit</i>
IS	Identificação de Sistemas
IST	Instituto Superior Técnico
MLE	<i>Maximum Likelihood Estimation</i>
MMQ	Método dos Mínimos Quadrados
MSE	<i>Mean Square Error</i>
PCC	<i>Piccolo Command Center</i>
PITVANT	Projecto de Investigação e Tecnologia em Veículos Aéreos Não-Tripulados
RMSE	<i>Root Mean Square Error</i>
SI	<i>System Identification</i>
SLIT	Sistema Linear e Invariante no Tempo
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>

Lista de Símbolos

g	Aceleração da gravidade (m/s^2)
AE	<i>Aileron Effect</i> (/grau)
β	Ângulo de derrapagem (graus)
ψ	Ângulo de guinada (graus)
ϕ	Ângulo de rolamento/ <i>Roll</i> (graus)
S_w	Área da asa (m^2)
$\delta_{a_{K_{P3}}}$	Contribuição do ganho K_{P3} para deflexão dos ailerons (graus)
$\delta_{a_{K_I}}$	Contribuição do ganho K_I para deflexão dos ailerons (graus)
$\delta_{r_{K_P}}$	Contribuição do ganho K_P para deflexão do rudder (graus)
PID	Controlador proporcional-integrador-derivativo
δ	Deflexão da Superfície de Controlo (graus)
δ_a	Deflexão dos ailerons (graus)
δ_r	Deflexão do rudder (graus)
u_{cmd}	Entrada de comando
LPF	<i>Low Pass Filter</i>
A	Matriz da dinâmica
B	Matriz das entradas
C	Matriz das saídas
D	Matriz das saídas directas
I_Z	Momento de inércia no eixo do z ($kg\ m^2$)
\bar{q}	Pressão dinâmica (N/m^2)
r	Razão de guinada/ <i>Yaw Rate</i> (graus/s)
ϕ_{cmd}	<i>Roll Cmd</i> (graus)
ϕ_{error}	<i>Roll err</i> (graus)
K_{P2}	<i>Roll err to Roll Rate</i>
p_{cmd}	<i>Roll Rate Cmd</i> (graus/s)
p_{error}	<i>Roll Rate err</i> (graus/s)
K_I	<i>Roll Rate err int to Aileron</i>
K_{P3}	<i>Roll Rate err to Aileron</i>
RE	<i>Rudder Effect</i> (/grau)
RP	<i>Rudder Power</i>
S	Sobreelevação (%)
t_s	Tempo de estabelecimento (s)
t_p	Tempo de pico (s)
t_r	Tempo de subida (s)
TAS	<i>True Air Speed</i> (m/s)
x	Vector de estados
u	Vector das entradas
y	Vector das saídas
U_0	Velocidade ar (m/s)

v	Velocidade lateral (graus/s)
p	Velocidade de pranchamento/ <i>Roll Rate</i> (graus/s)
l_v	<i>Vertical tail arm</i> (m)
b	<i>Wingspan</i> (m)
r_{cmd}	<i>Yaw Rate Cmd</i> (graus/s)
r_{error}	<i>Yaw Rate err</i> (graus/s)
K_P	<i>Yaw Rate err to Rudder</i>

1

Introdução

1.1 Enquadramento

Nos primórdios da aviação, a pilotagem de uma aeronave requeria constante esforço dos pilotos, de modo a garantir um voo em segurança. Contudo, os voos começaram a ser mais longos, devido ao aumento do alcance e da autonomia das aeronaves, provocando, conseqüentemente, fadiga nas tripulações. Assim, desde muito cedo na aviação, surge o sistema de piloto automático, que permite pilotar aeronaves automaticamente, retirando grande parte da carga de trabalho às tripulações.

O primeiro piloto automático foi desenvolvido pela empresa norte-americana *Sperry Corporation*, em 1912, e testado, em 1914, por *Lawrence Sperry*, em Paris. Anos mais tarde, após a primeira guerra mundial, a mesma empresa desenvolveu o primeiro comando de voo com piloto automático, que foi instalado no avião de *Wiley Post*, reduzindo os esforços do piloto na volta ao mundo, em 1933 (ver [14]). Em 1947, o C-53 *Skytrooper* da Força Aérea Americana realizou um voo transatlântico, controlado apenas pelo piloto automático, incluindo a fase de descolagem e de aterragem (ver [14]). Até aos dias de hoje, o sistema piloto automático tem sofrido alterações, sendo a sua utilização transversal à maioria das aeronaves.

Com a evolução da tecnologia e dos pilotos automáticos começaram a surgir aeronaves autónomas e não tripuladas, denominadas de *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*. Os UAV's são cada vez mais utilizados no presente, dado que permitem substituir as aeronaves convencionais em diversas missões, com menor custo e menor grau de risco para a vida humana. Desta forma, as grandes potências militares mundiais possuem frotas de UAV's que realizam missões, como, por exemplo, de vigilância, de patrulhamento e de reconhecimento do terreno (ver [31]).

Posto isto, desde 1997, a Academia da Força Aérea (AFA) vem acumulando experiência e *know-how* relevantes na área de projecto, fabrico, operação e optimização de UAV's. Em 2009, a AFA e a Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto (FEUP) propuseram, ao Ministério da Defesa Nacional, o Projecto de Investigação e Tecnologia em Veículos Aéreos Não-Tripulados (PITVANT), tratando-se de um projecto inovador e de grande dimensão, envolvendo instituições nacionais e internacionais (ver [2]). O projecto PITVANT já se encontra terminado, tendo estado na base da criação de um *know-how* relevante nesta área e servindo de base na missão diária do Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA) (ver [1]). Actualmente, estão em curso três projectos de investigação que usam UAV's como ferramenta de recolha de dados, ou instrumento de demonstração de novas capacidades, nomeadamente o TROANTE, o VOAMAS e o FIREFRONT (ver [10]).

O CIAFA possui diversos UAV's, como o ANTEX-X02 Alfa 07, utilizados em missões de diferentes naturezas como a instrução de operadores de UAV's e o acompanhamento de trabalhos de investigação de mestrado e de doutoramento. Além disso, o CIAFA exerce missões em conjunto com outras entidades, nomeadamente no patrulhamento florestal na prevenção de incêndios, na Lousã, juntamente com a empresa *UAVISION*, no ano de 2019 (ver [11]).

Esta dissertação está inserida na missão do CIAFA e visa contribuir para o desempenho dos pilotos automáticos instalados a bordo dos UAV's.

1.2 Motivação e Objectivo

A pilotagem de um UAV pode ser realizada através de *Remote Control* ou de um piloto automático. Note-se que a pilotagem de *Remote Control* só pode ser realizada quando a aeronave e o operador se encontram em linha de vista. Assim, a maior parte do voo, destas plataformas, é realizada em piloto automático.

O UAV, equipado com um piloto automático, recebe *inputs* de referência de um operador (e.g., planos de voo, comandos de altitude, velocidade), enviados através de uma estação de controlo terrestre (*Ground Station*). Por sua vez, a aeronave possui sensores que indicam a sua posição e o seu movimento actual. Consequentemente, através da lógica de controlo, inserida no piloto automático, este vai controlar as superfícies de controlo da aeronave, de forma a seguir a referência introduzida. Porém, às vezes, verifica-se que a aeronave não assume o comportamento desejado, sendo necessário realizar ajustes na estrutura de controlo do piloto automático. Estes ajustes são realizados em parâmetros denominados por ganhos.

No caso concreto do CIAFA, as aeronaves utilizam o piloto automático Piccolo, fabricado pela empresa *Cloud Cap Technology*. A *Cloud Cap Technology* não fornece a estrutura de controlo implementada no Piccolo, impossibilitando assim, perceber de que forma os valores dos ganhos podem ser alterados, de modo a melhorar o seguimento das aeronaves, e, consequentemente, aumentar a autonomia e a estabilidade das mesmas. Desta maneira, sentiu-se a necessidade de desenvolver um método científico, para a definição dos valores dos ganhos, uma vez que, até ao momento, estes são definidos de forma empírica e iterativa.

Por conseguinte, este projecto tem como objectivo desenvolver uma ferramenta de ajuste dos ganhos na estrutura de controlo do Piccolo, contribuindo para o incremento do desempenho do comportamento das aeronaves do CIAFA.

1.3 Contribuições

A principal contribuição desta dissertação é o desenvolvimento de uma ferramenta computacional, para o ajuste dos ganhos do piloto automático Piccolo.

Assim, para o desenvolvimento da ferramenta computacional, irão promover-se as seguintes etapas:

- Avaliação da estrutura de controlo implementada no piloto automático Piccolo;
- Desenvolvimento de um modelo da dinâmica do UAV Alfa 07, tendo por base os resultados do simulador de voo e também dos ensaios em voo reais;

- Implementação de um modelo computacional, em Simulink, da lei de controlo e da dinâmica lateral do UAV Alfa 07 com realimentação de estados, validado com base em resultados de ensaios em voo.
- Definição de um procedimento que permitirá, a sistematização dos processos associados ao ajuste dos ganhos dos controladores do piloto automático Piccolo, com vista ao aperfeiçoamento do desempenho do respectivo UAV no controlo da sua trajectória. Este procedimento será válido tanto para o Piccolo como para outros pilotos automáticos.

1.4 Estrutura

A presente dissertação encontra-se dividida em 6 capítulos, nos quais está inserido este primeiro. No capítulo em questão é feito o enquadramento em que este projecto se insere, é apresentada a motivação que levou à realização deste estudo e é indicado qual o objectivo final do mesmo.

O Capítulo 2 corresponde à revisão bibliográfica, onde é apresentada a base teórica desta tese. Em primeiro lugar, são apresentados os conceitos da teoria de controlo de um sistema, nomeadamente de uma aeronave. De seguida, são expostos métodos de identificação de sistemas e as estruturas convencionais dos modelos laterais de uma aeronave. Ainda neste capítulo, são demonstradas as características da utilização de sistemas de controlo, com realimentações e controladores. Além disso, são enumerados métodos de ajuste dos ganhos de controladores, de modo a obter-se a resposta desejada dos sistemas. Por último, são apresentados os conceitos relevantes da estrutura de controlo do piloto automático Piccolo.

O Capítulo 3 é referente à validação das leis de controlo laterais do Piccolo. Numa primeira fase é realizada a explicação exaustiva dessas estruturas. Numa fase seguinte é explicada qual a metodologia utilizada para a respectiva validação. Finalmente, são apresentados os resultados obtidos.

No Capítulo 4 é apresentada a estimação e a validação dos modelos entre as superfícies de controlo e os estados da aeronave simulada. Através dos modelos estimados, é desenvolvido um modelo computacional, em Simulink, da dinâmica lateral dessa aeronave, no qual se irá implementar o método de ajuste dos ganhos, por forma a otimizar a resposta da mesma.

O Capítulo 5 tem por base o mesmo procedimento do Capítulo 4, porém, aplicado à aeronave real. Neste capítulo é apresentado o objectivo final da dissertação, obtendo-se o conjunto de valores dos ganhos, que optimizam a resposta da aeronave.

No Capítulo 6 são apresentadas as conclusões principais desta tese, destacando-se os contributos alcançados com o trabalho desenvolvido. Para além disso, são enumeradas breves recomendações para trabalhos futuros.

2

Revisão Bibliográfica

Este capítulo está dividido em cinco secções. Na Secção 2.1 serão apresentados os conceitos teóricos, necessários para a compreensão desta dissertação, e ainda, a interpretação do sistema aeronave, no âmbito da teoria de controlo de sistemas. De seguida, na Secção 2.2 é apresentada a base conceptual para a identificação de sistemas, bem como algumas técnicas para esse fim. No mesmo seguimento, a Secção 2.3 apresenta as estruturas convencionais dos modelos laterais de uma aeronave. Já numa fase final do capítulo, na Secção 2.4 é explicado no que consistem a realimentação e os controladores de um sistema de controlo, e as características inerentes. Por último, a Secção 2.5 apresenta a estrutura de controlo lateral do piloto automático Piccolo, proposta na tese de mestrado da referência [28].

2.1 Controlo de Sistemas

O controlo de um sistema é uma área de investigação em constante desenvolvimento. Afirmar que um sistema é controlado, é dizer, de forma simplista, que a saída do sistema segue a entrada pretendida. Para além disso, pretende-se que um sistema controlado tenha as seguintes características (ver [12]):

- Deve ser estável;
- Deve ser robusto a perturbações e ruídos externos;
- Deve cumprir os objectivos anteriores, mesmo que as condições envolventes ao sistema se alterem com o tempo.

De modo a explicar os conceitos fundamentais de controlo necessários para esta dissertação, irá realizar-se um paralelismo destes com situações do quotidiano. Efectivamente, existem inúmeros exemplos de sistemas controlados no dia-a-dia, como, por exemplo, um elevador.

Considere o utilizador de um elevador, que se encontra no piso 0 e pretende ir para o piso 1. Este irá pressionar o botão referente ao piso 1, a entrada do sistema (R), e, em condições normais, irá subir para o piso 1, a saída do sistema (Y). Esquematicamente:

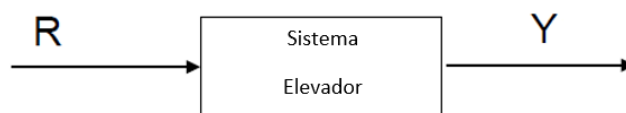


Figura 2.1: Sistema de Controlo.

Se o sistema for controlado, o elevador vai para o piso 1. Contudo, existem outros parâmetros relevantes nesta acção. Primeiramente, o movimento do elevador até ao piso 1 deve ser suave. Em segundo lugar, pretende-se que o movimento seja contínuo e não oscile em torno do piso 1. Por fim, o utilizador também pretende chegar ao piso 1 o mais rápido possível, assegurando as características anteriormente enunciadas.

Deste modo, ao nível do controlo, estes parâmetros são interpretados da seguinte forma (ver [38]):

- **Tempo de subida** (t_r) - corresponde ao intervalo de tempo que o sistema demora a percorrer de 10 por cento a 90 por cento da resposta final;
- **Tempo de estabelecimento** (t_s) - tempo necessário para a saída do sistema estar num intervalo de ± 5 ou ± 2 por cento do valor da referência, dependendo do critério;
- **Tempo de pico** (t_p) - momento em que ocorre a amplitude máxima da eventual oscilação;
- **Sobreelevação** (S) - corresponde ao módulo dessa oscilação.

A Figura 2.2 apresenta, graficamente, estes parâmetros que definem o comportamento do sistema no tempo no âmbito do controlo.

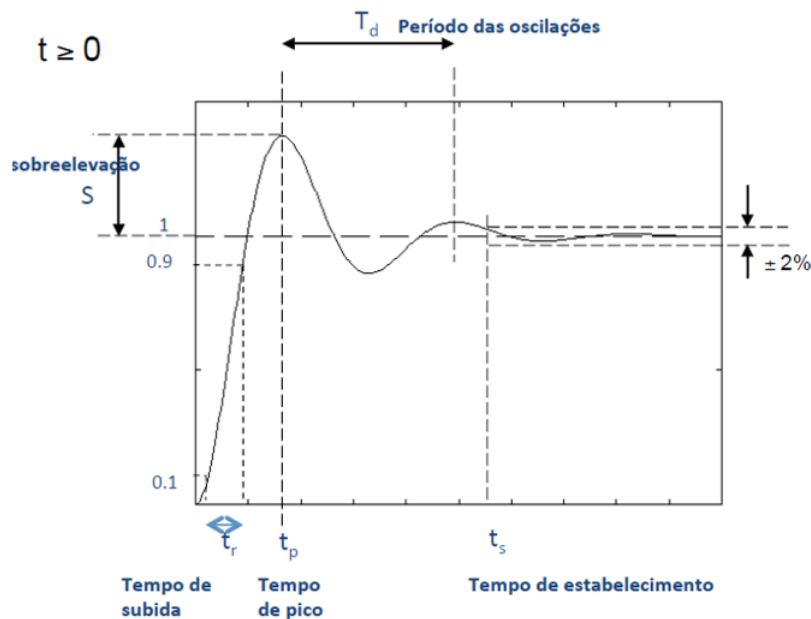


Figura 2.2: Parâmetros do Comportamento do Sistema de Controlo (ver [36]).

O comportamento de cada sistema na óptica de entrada/saída é único. A expressão matemática que descreve o comportamento de um Sistema Linear e Invariante no Tempo (SLIT) é designada por Função de Transferência (FT) (ver [36] e [12]).

Na Figura 2.1, a FT do elevador é apresentada, esquematicamente, no bloco central. Esta expressão é obtida através do quociente entre a transformada de Laplace, do sinal de saída (Y), e a transformada de Laplace, do sinal de entrada (R). Assim, a FT relaciona a saída com a entrada do sistema no domínio da frequência (ver [8]). Matematicamente:

$$G(s) = \frac{Y(s)}{R(s)} = \frac{\text{polinómio de grau } m}{\text{polinómio de grau } n} = \frac{b_m s^m + b_{m-1} s^{m-1} + \dots + b_1 s + b_0}{a_n s^n + a_{n-1} s^{n-1} + \dots + a_1 s + a_0}. \quad (2.1)$$

A raízes do numerador e do denominador da FT são os zeros e os pólos do sistema, respectivamente, podendo estes ser complexos ou reais. A posição destas raízes permite retirar conclusões acerca da estabilidade, da robustez e do tipo de resposta do sistema, entre outras (ver [12]).

Para um sistema ser estável, os pólos têm que se encontrar no semi-plano complexo esquerdo, ou seja, a parte real tem de ser negativa. Por outro lado, quanto maior for o módulo de um pólo, menos influente é este para o sistema, e, conseqüentemente, a resposta é mais rápida e menos robusta.

Quanto ao tipo de resposta, o sistema pode ser: Subamortecido, se existirem pólos complexos; Criticamente Amortecido, se existirem pólos reais duplos; e Sobreamortecido, se os pólos forem reais e distintos. A figura seguinte apresenta, graficamente, os três tipos de respostas enunciadas anteriormente:

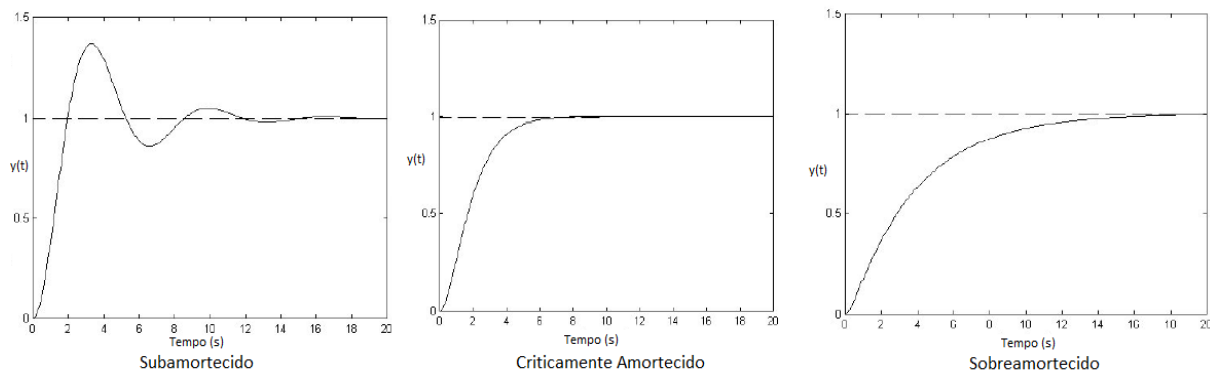


Figura 2.3: Tipos de Respostas de um Sistema.

Com base nos gráficos anteriores, é perceptível que a resposta subamortecida tem o menor tempo de subida, mas por outro lado, é a única com comportamento oscilatório. Relativamente às restantes, o sistema criticamente amortecido tem um menor tempo de subida e de estabelecimento. Porém, é mais instável que o sistema sobreamortecido, uma vez que qualquer mudança no sistema pode provocar um comportamento oscilatório, existindo assim um compromisso.

Para além dos pólos e dos zeros, é possível retirar outras informações da FT, como, por exemplo, o ganho estático, a frequência de corte e o seguimento estacionário ($t = \infty$) do sistema para uma dada entrada, através do teorema do valor final.

O ganho estático da FT é obtido fazendo ($G(s = 0)$). Este permite ajustar as perturbações e o ruído do sistema, uma vez que se aumentar o valor do ganho, as perturbações irão diminuir. Porém, iremos aumentar o ruído, existindo assim a necessidade de um compromisso do seu valor (ver [12] e [38]).

A frequência de corte de um sistema é a frequência a partir da qual as componentes do sinal de entrada são filtradas. Num sistema de primeira ordem, esta é dada por:

$$f_{corte} = \frac{\omega}{2\pi}, \quad (2.2)$$

onde ω corresponde à posição do pólo.

O teorema do valor final permite determinar qual o valor da resposta, em regime estacionário do sistema ($G(s)$), para uma dada entrada ($R(s)$), através da expressão:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} y(t) = \lim_{s \rightarrow 0} sY(s) = \lim_{s \rightarrow 0} sG(s)R(s). \quad (2.3)$$

Posto isto, é possível determinar qual o erro do sistema em regime estacionário, dado que este é determinado pela diferença entre o valor da resposta desejada e o valor da resposta real, em ($t \rightarrow \infty$).

$$erro_{estacionário} = y_{desejado} - y_{real}. \quad (2.4)$$

Voltando ao exemplo introdutório, estes conceitos podem ser interpretados da seguinte forma:

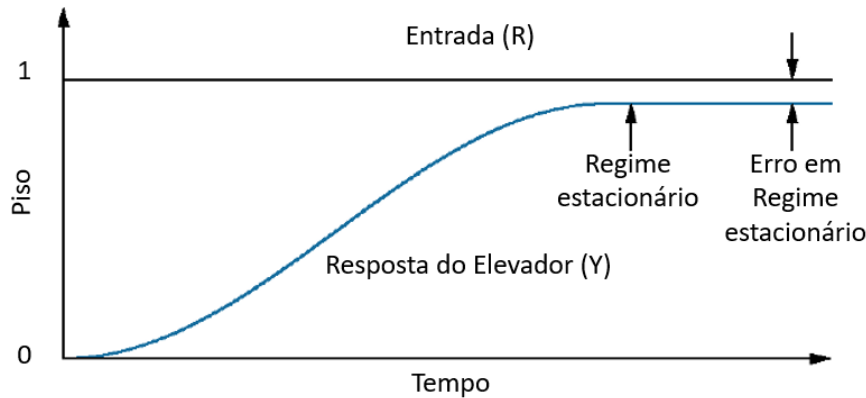


Figura 2.4: Valor da Resposta em Regime Estacionário.

Na situação representada no gráfico, a entrada do elevador é o piso 1, e a linha a azul é o seu comportamento no tempo. Verifica-se que o valor da resposta verdadeira, em regime estacionário, não coincide com o piso 1, existindo assim um erro estacionário do sistema.

Deste modo, através do conhecimento da estrutura de controlo de um sistema, podem ser retiradas conclusões importantes relativamente à sua resposta no tempo. De seguida, será apresentado o sistema de controlo em estudo nesta dissertação – a aeronave.

Uma aeronave é um sistema multi-variável e complexo que, do ponto de vista do controlo, pode ser interpretado da seguinte forma (ver [5]):

- Possui **sensores**, que fornecem a informação do estado do avião, como, por exemplo, a velocidade, a atitude e a posição;

- Possui **actuadores/superfícies de controlo**, que são componentes da aeronave responsáveis por aplicar forças e momentos, por forma a que aeronave assuma o comportamento desejado pelo piloto ou pelo piloto automático. A Figura 2.5 mostra as superfícies de controlo convencionais de uma aeronave:

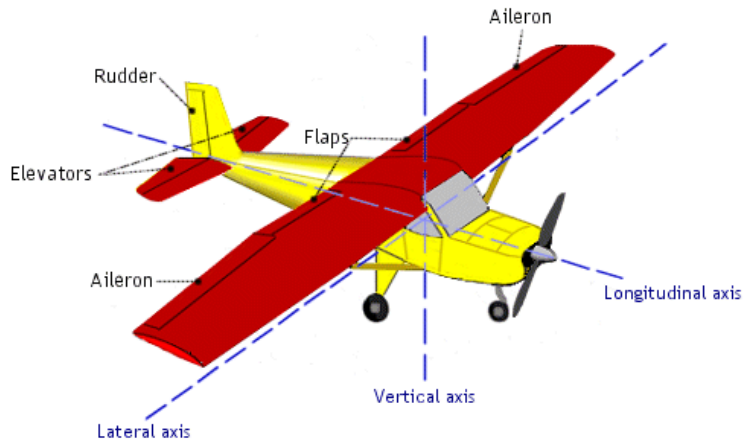


Figura 2.5: Superfícies de Controlo de uma Aeronave (ver [4]).

Desta forma, existem quatro superfícies de controlo de uma aeronave convencional: os ailerons, os flaps, o rudder e o elevator.

- Possui um **piloto** ou um **piloto automático**, que, com base na informação dos sensores, actua e controla o avião consoante os objectivos.

Devido à complexidade deste sistema, recorre-se à representação em espaço de estados de modo a facilitar a sua análise.

Um espaço de estados é um sistema matemático de equações diferenciais que permite descrever fisicamente um sistema, através de variáveis de estado, de entrada e de saída. Matematicamente é suportado pelas seguintes expressões (ver [7] e [39]):

$$\dot{x} = Ax + Bu, \quad (2.5)$$

$$y = Cx + Du. \quad (2.6)$$

A expressão (2.5) é a equação da dinâmica e é uma equação diferencial de primeira ordem, na qual (x) é o vector de estados (com n componentes), (A) é a matriz da dinâmica ($n \times n$), (B) é a matriz das entradas ($n \times m$) e (u) é o vector das entradas do sistema (com m componentes). A equação (2.6) é a equação das saídas, onde (y) corresponde ao vector das saídas do sistema (com n componentes), (C) é a

matriz das saídas ($n \times n$) e (D) é a matriz das saídas directas ($n \times m$).

Na forma de diagrama de blocos, um espaço de estados pode ter a seguinte representação:

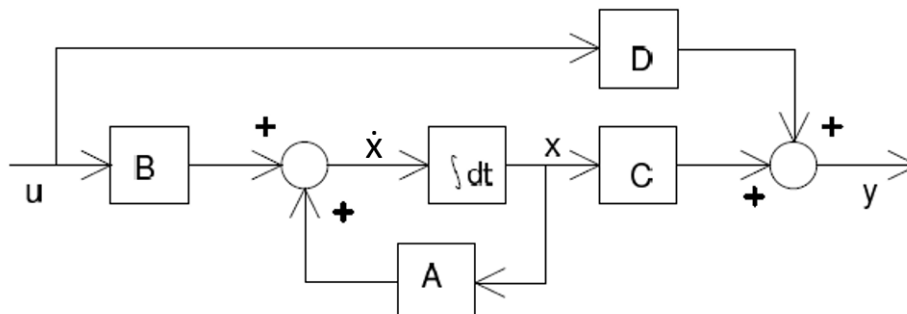


Figura 2.6: Representação de um Espaço de Estados em Diagrama de Blocos (ver [5]).

A representação em espaço de estados permite determinar o próximo estado do sistema (\dot{x}), sabendo o estado anterior (x) e a entrada (u). Voltando ao exemplo do elevador, imagine que o seu movimento é descrito por dois estados, a posição vertical e a velocidade, e que o sistema tem apenas como entrada a força do motor. Desta maneira, sabendo a posição e a velocidade do elevador no instante (t), é possível estimar a sua posição e a sua velocidade no instante ($t + 1$), para uma dada entrada do motor (ver [26]).

Por seu lado, a dinâmica de uma aeronave é descrita por um conjunto de estados e entradas, a qual pode ser dividida em dois movimentos desacoplados, o movimento longitudinal e o movimento lateral. Esta tese de mestrado apenas terá como objecto de estudo a dinâmica do movimento lateral.

O movimento lateral de uma aeronave é descrito pelo seguinte vector de estados:

$$x = \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix}, \quad (2.7)$$

no qual, (v) é a velocidade lateral, (p) é a velocidade de rolamento/pranchamento, (r) é a razão de guinada, (ϕ) é o ângulo de rolamento/pranchamento e o (ψ) é o ângulo de guinada. Por vezes, o estado da velocidade lateral é substituído pelo estado do ângulo de derrapagem (β), dada a sua relação:

$$v = U_0\beta, \quad (2.8)$$

onde U_0 é a velocidade ar da aeronave.

A velocidade de pranchamento (p) descreve o movimento da aeronave, em torno do eixo longitudinal, e a razão de guinada (r) corresponde ao movimento da mesma, em torno do eixo vertical. Esquemáticamente:

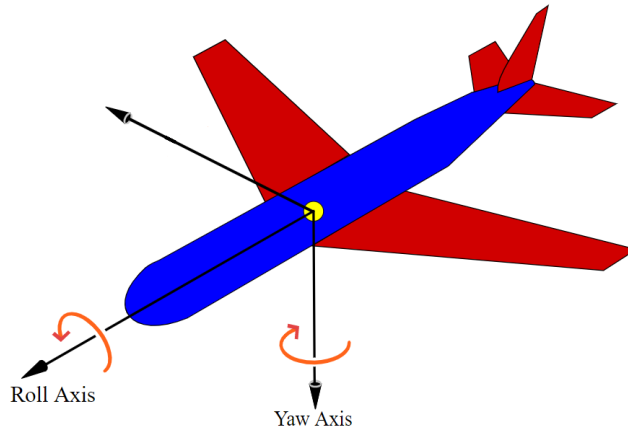


Figura 2.7: Representação Esquemática dos Estados (p) e (r).

em que *Roll* e *Yaw* significam rolamento e guinada, respectivamente. A direção das setas indica o sentido positivo do movimento.

Os ângulos de rolamento (ϕ) e de guinada (ψ) são os ângulos laterais de Euler de uma aeronave. Os ângulos de Euler permitem descrever a orientação de um corpo, através da posição relativa de dois referenciais, sendo um deles fixo e o outro móvel. Neste caso, o referencial fixo é a terra e o referencial móvel é a aeronave (ver [32]). Por conseguinte, o ângulo de rolamento (ϕ) e o ângulo de guinada (ψ) podem ser visualizados nas Figuras 2.8 e 2.9, respectivamente:

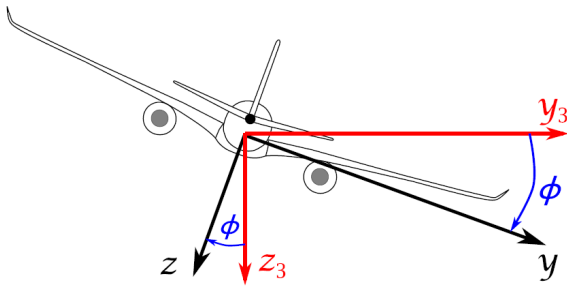


Figura 2.8: Ângulo de Rolamento (ϕ) de uma Aeronave, adoptado de [32].

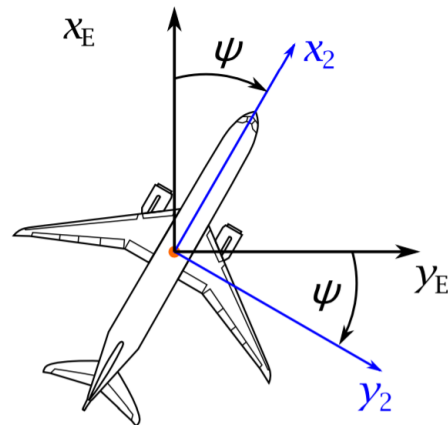


Figura 2.9: Ângulo de Guinada (ψ) de uma Aeronave, adoptado de [32].

Por último, o estado do ângulo de derrapagem (β) corresponde ao ângulo entre o vector da velocidade ar (U_0) e o plano de simetria da aeronave, como mostra a figura seguinte:

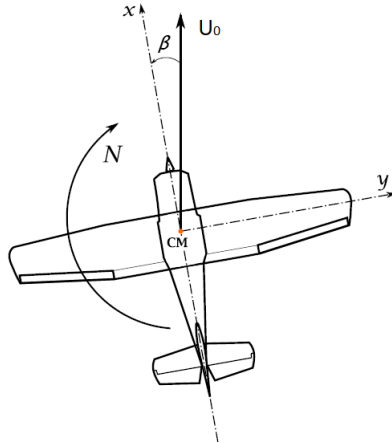


Figura 2.10: Representação Esquemática do Estado do Ângulo de Derrapagem (β), adaptado de [32].

Relativamente às entradas do movimento lateral, estas são a deflexão dos ailerons (δ_a) e a deflexão do rudder (δ_r), apresentadas na Figura 2.5. Desta forma, o vector das entradas (u) é dado por:

$$u = \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix}. \quad (2.9)$$

Estas superfícies de controlo actuam em conjunto, para controlar os estados laterais da aeronave, anteriormente enunciados na expressão (2.7). As suas deflexões são controladas pelo piloto ou pelo piloto automático da aeronave.

Quanto às matrizes da dinâmica (A) e das entradas (B), estas podem ser determinadas, com base nos parâmetros físicos da aeronave, na condição de voo, na aceleração da gravidade e nos momentos de inércia. Contudo, (A) e (B) não serão apresentadas, por não serem alvo de utilização nesta tese, como será detalhado mais adiante. Porém, se se pretender conhecer a estrutura das matrizes da dinâmica em causa, pode-se consultar as referências [5], [7] e [18].

Assim, foram apresentadas as componentes do sistema da aeronave, bem como as suas entradas e saídas. De seguida, irão abordar-se técnicas de identificação de sistemas, que permitem determinar modelos matemáticos, entre as entradas e as saídas de um sistema.

2.2 Identificação de Sistemas

A Identificação de Sistemas (IS) é uma área de investigação que surgiu na década de sessenta (ver [34]), devido à necessidade de desenvolver modelos no controlo automático. O modelo é a representação matemática de um sistema físico, que em controlo é dado pela FT, como enunciado na secção anterior.

Para a obtenção de um modelo, a identificação de sistemas tem por base o seguinte algoritmo:

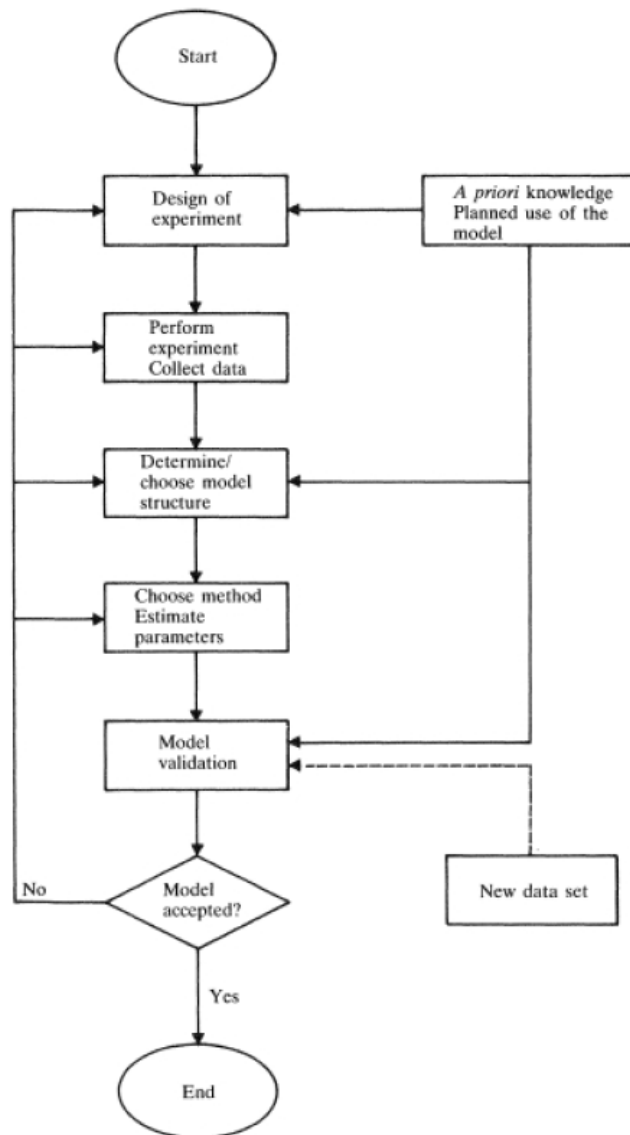


Figura 2.11: Algoritmo da Identificação de Sistemas, adoptado de [34].

No fluxograma da Figura 2.11 é perceptível que o algoritmo é composto por cinco passos organizados cronologicamente, sendo estes:

- ***Design of Experiment*** - Consiste em identificar qual a entrada adequada do sistema, de modo a obter a saída pretendida. Para além disso, é fundamental que a entrada garanta a operação normal do mesmo. Existem vários tipos de entradas, como, por exemplo, *steps*, sinais quadrangulares e sinais sinusoidais.
- ***Perform Experiment Collect Data*** - Corresponde ao registo dos dados da saída do sistema, para a entrada definida no passo anterior.

- **Determine/Choose Model Structure** - Significa definir a estrutura do modelo matemático, e identificar quais os parâmetros relevantes para o comportamento do sistema. De forma genérica, o modelo pode ser uma equação, ou conjunto de equações, que relacionam fisicamente a entrada com a saída do sistema. Por outro lado, o modelo pode ser uma expressão que traduz o melhor ajuste entre a entrada e a saída, sem nenhum significado físico em concreto. Este tipo de modelos são denominados por *Black Box* (ver [20]).
- **Choose Method Estimate Parameters** - Consiste em escolher um método para estimar os parâmetros definidos anteriormente. Existem várias ferramentas computacionais para o efeito, como, por exemplo, a *toolbox System Identification (SI)* do MATLAB®, utilizada nesta tese. A *toolbox* do *System Identification* possibilita a escolha de vários modelos: “ARX, ARMAX, *Box-Jenkins models*, *Output-Error models* e *state-space parameterizations*” para identificação de sistemas (ver [24]). Na base desses modelos estão técnicas de estimação, como é o caso do Método dos Mínimos Quadrados (MMQ). Nomeadamente, no *site* do MATLAB®, encontra-se a descrição do método ARX: “ARX implements the least-squares estimation method” (ver [23]).

O MMQ permite determinar o melhor ajuste de um conjunto de dados discretos a uma determinada função de base pré-estabelecida, de modo a minimizar a diferença entre o valor real e o valor estimado (ver [34]). Na Figura 2.12, voltando ao exemplo do elevador, considere-se que os pontos a azul correspondem à posição vertical do elevador, durante um período de tempo.

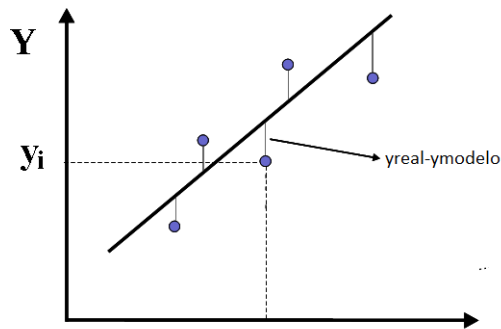


Figura 2.12: Aplicação do Método dos Mínimos Quadrados.

A linha a preto retrata a função matemática ajustada pelo MMQ, que minimiza a diferença entre o (y_{real}) e o (y_{modelo}). Esta função é conhecida pela função ajustadora (ver [27]), e é dada por:

$$h(x) = \sum_{i=0}^m a_i \phi_i(x), \quad (2.10)$$

a qual depende de um certo número de parâmetros, representados por (a_0, a_1, \dots, a_m), e de funções base ($\phi_i(x)$) (ver [33]). As funções base são funções definidas em todos os pontos (x_i), e devem ser

linearmente independentes entre si (ver [27]). Para além disso, estas podem ser de várias naturezas, como, por exemplo, lineares, polinomiais, trigonométricas, ou logarítmicas, dependendo da função que se pretende estimar. Após definidas as funções base (ϕ_i), faltam determinar os parâmetros (a_i) da expressão (2.10). Estes são obtidos, por forma a minimizar a relação ($y_{real} - y_{modelo}$), ou seja:

$$Q(a_0, a_1, \dots, a_m) = \sum_{i=0}^m (y_{i_{real}} - y_{i_{modelo}})^2. \quad (2.11)$$

De modo a minimizar estes termos, é necessário resolver o seguinte sistema de equações:

$$\begin{cases} \frac{dQ}{da_0} = 0 \\ \frac{dQ}{da_1} = 0 \\ \dots \\ \frac{dQ}{da_m} = 0. \end{cases}$$

E, assim, se determina qual a função ajustadora, com base no critério dos mínimos quadrados.

Além do MMQ, existem outros métodos de estimação de parâmetros, como, por exemplo, o método da máxima verosimilhança (*Maximum Likelihood Estimation* (MLE)) (ver [16] e [17]). Sucintamente, este método consiste na maximização da probabilidade de uma observação ocorrer num determinado instante, dado um conjunto de parâmetros. Um exemplo da aplicação prática deste método, para estimação de parâmetros de um modelo físico e de um modelo *Black Box*, é apresentado nas referências [3] e [35].

- **Model Validation** - Corresponde a definir um critério para validar o modelo. Um critério possível é o **Root Mean Square Error** (RMSE). O RMSE é dado pela seguinte expressão:

$$RMSE = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (y_{real}(i) - y_{modelo}(i))^2}{N}}, \quad (2.12)$$

onde (y_{real}) é a saída pretendida do sistema, (y_{modelo}) é a saída do modelo e (N) é o número total de observações.

A partir da descrição anterior, é possível afirmar que o processo de estimação de modelos pode ser complexo, sendo necessário realizar-se várias iterações até se obter o modelo desejado. Contudo, a complexidade do problema depende directamente do conhecimento prévio do sistema, parâmetro que

também faz parte do algoritmo, com a denominação *A priori knowledge Planned use of the model* (ver Figura 2.11).

Deste modo, na próxima secção serão apresentadas as estruturas típicas dos modelos da dinâmica lateral de uma aeronave, por forma a facilitar a implementação do algoritmo da identificação de sistemas.

2.3 Modelos da Dinâmica Lateral de uma Aeronave

Nesta secção serão exibidas as estruturas convencionais dos modelos laterais de uma aeronave, entre as superfícies de controlo e os respectivos estados. Segundo a referência [7], os estados mais relevantes, que descrevem o comportamento lateral da aeronave, são: o ângulo de rolamento (ϕ), a velocidade de pranchamento (p) e a razão de guinada (r). Os ailerons (δ_a) são os responsáveis por influenciar os estados ϕ , p e r . Por outro lado, o rudder (δ_r) é a principal superfície de controlo, utilizada para controlar o estado do ângulo de derrapagem (β). A manipulação algébrica, que permite determinar os modelos apresentados a seguir, será omitida nesta dissertação, porém pode ser consultada na referência [7].

Consequentemente, a Figura 2.13 apresenta a estrutura, em diagrama de blocos, do modelo entre ($\delta_a \rightarrow p \rightarrow \phi$):

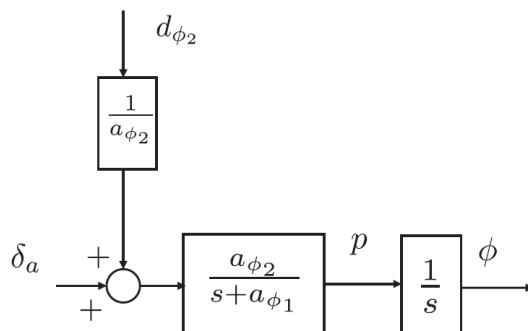


Figura 2.13: Modelo Lateral de uma Aeronave entre δ_a , p , ϕ (ver [7]).

No diagrama da Figura 2.13, $d_{\phi 2}$ representa as perturbações externas do sistema, que não serão consideradas neste estudo. Assim, a FT entre δ_a e p é dada por:

$$p(s) = \frac{a_{\phi 2}}{s + a_{\phi 1}} \delta_a(s), \quad (2.13)$$

na qual $a_{\phi 2}$ e $a_{\phi 1}$ correspondem a derivadas de estabilidade. As derivadas de estabilidade são grandezas dimensionais, que definem o modelo e dependem das características da aeronave e da condição de voo. Desta forma, espera-se determinar, através de um método de identificação de sistemas, um modelo estável de primeira ordem, ou seja, com um pólo real negativo (ver [5]). Por fim, a Figura 2.13 mostra a relação entre a velocidade de pranchamento (p) e o ângulo de rolamento (ϕ), isto é:

$$\phi(s) = \frac{p(s)}{s}. \quad (2.14)$$

A equação anterior mostra que o ângulo de rolamento (ϕ) é o integral puro da velocidade de pranchamento (p). Por conseguinte:

$$\phi(s) = \frac{a_{\phi 2}}{s[s + a_{\phi 1}]} \delta_a(s). \quad (2.15)$$

Concluindo, a FT entre o ângulo de rolamento (ϕ) e a deflexão dos ailerons (δ_a) é de segunda ordem, com um pólo na origem e outro pólo proveniente da expressão (2.13).

Relativamente ao estado da razão de guinada (r), este depende do ângulo de rolamento (ϕ), que por sua vez é controlado pelos ailerons através da seguinte expressão:

$$r(s) = \frac{g}{U_0} \phi(s), \quad (2.16)$$

onde g é a aceleração da gravidade, U_0 é o *True Air Speed* e ϕ é o estado actual do ângulo de rolamento. A expressão (2.16) apenas é válida para voltas coordenadas. Uma volta coordenada pressupõe ângulo de derrapagem nulo, que é garantido pelo rudder. Ao longo desta dissertação, considerou-se sempre que o objectivo do sistema de controlo é assegurar voltas coordenadas ($\beta \rightarrow 0$).

Como referido, o rudder é responsável por controlar o ângulo de derrapagem (β). A Figura 2.14, apresenta a estrutura do modelo ($\delta_r \rightarrow \beta$):

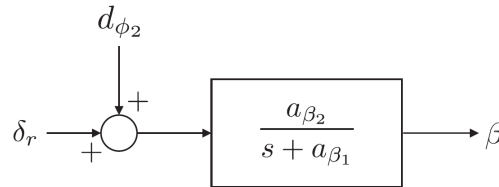


Figura 2.14: Modelo Lateral de uma Aeronave entre δ_r , β (ver [7]).

Novamente, não se consideram as perturbações externas $d_{\phi 2}$. Assim, o estado β da aeronave é determinado através da seguinte expressão:

$$\beta(s) = \frac{a_{\beta 2}}{s + a_{\beta 1}} \delta_r(s), \quad (2.17)$$

onde $a_{\beta 1}$ e $a_{\beta 2}$ são derivadas de estabilidade. Usualmente, a FT (2.17) é estável.

A título de exemplo, a referência [7] apresenta as características físicas e as derivadas de estabilidade do UAV Aerosonde. Deste modo, determinaram-se os seus modelos da dinâmica lateral, com base nas expressões (2.15) e (2.17):

$$\phi(s) = \frac{110.5}{s(s + 16.9)} \delta_a(s), \quad (2.18)$$

$$\beta(s) = \frac{0.088}{s + 0.51} \delta_r(s), \quad (2.19)$$

os quais são estáveis, como esperado. Os modelos apresentados têm um ganho estático de 5.96 e 0.173 dB e uma frequência de corte de 2.24 e 0.081 Hz, respectivamente. Numa fase futura deste projecto, estes modelos serão comparados com os modelos obtidos do UAV em estudo, dada as semelhanças existentes entre as aeronaves (ver [7]).

Concluindo, ao longo desta secção foram apresentadas as estruturas convencionais dos modelos, entre as superfícies de controlo e os estados laterais da aeronave. Assim, este conhecimento irá facilitar a identificação de sistemas e corresponde ao parâmetro denominado *A priori knowledge Planned use of the model*, do algoritmo da Figura 2.11.

2.4 Sistemas de Controlo com Realimentações e Controladores

Em muitas situações, após se ter identificado e determinado o modelo do sistema, verifica-se que a sua resposta não é a desejada, ou seja, a saída não segue exactamente a entrada de referência, sendo necessário fazer alguns ajustes. Estes ajustes, ao nível do controlo, são realizados através da implementação de controladores ao sistema. Assim sendo, o diagrama de blocos da Figura 2.1 evolui para um esquema mais complexo, como mostra a Figura 2.15.

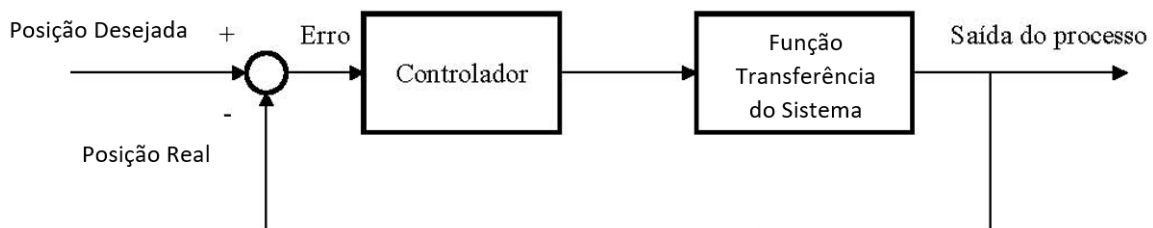


Figura 2.15: Diagrama de Blocos com Controlador.

O bloco do controlador é, por norma, colocado antes da FT do sistema. Para além do controlador, existe uma realimentação negativa. Uma das principais vantagens desta abordagem é o facto de o sistema, com realimentação da saída, ser muito mais robusto a perturbações externas e a erros na FT adoptada, a qual descreve matematicamente o sistema real que se pretende controlar (ver [29]).

Quanto aos controladores, existem três tipos básicos: proporcional (P), derivativo (D) e integrador (I), que podem actuar isoladamente ou em conjunto (ver [12] e [9]). De seguida, irá analisar-se o controlador

PID (proporcional-integrador-derivativo), uma vez que abrange todos os outros.

A Figura 2.16 apresenta uma estrutura convencional de um controlador PID.

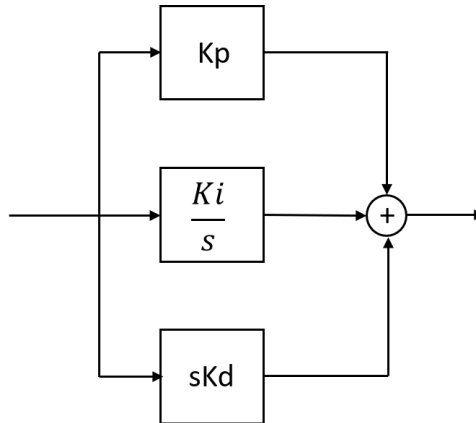


Figura 2.16: Estrutura Convencional de um PID.

Neste diagrama de blocos é perceptível a existência de três parâmetros: o ganho proporcional (K_P); o ganho derivativo (K_D); e o ganho do integrador (K_I). Para além disso, é possível deduzir a expressão matemática do controlador:

$$C(s) = K_P + \frac{K_I}{s} + sK_D. \quad (2.20)$$

Cada componente tem uma função diferente ao nível do controlo do sistema. A acção proporcional integral (PI) introduz um pólo na origem ($s = 0$), melhorando o seguimento em regime permanente, e um zero em ($s = \frac{-K_I}{K_P}$), que por norma assume valores próximos da origem para não afectar a dinâmica do sistema. Por outro lado, a acção proporcional derivativa (PD) permite satisfazer as especificações da dinâmica. Esta adiciona um zero ao sistema, aumentando a estabilidade e diminuindo o amortecimento.

Regressando ao exemplo do elevador, o controlador (PI) garante que, ao fim de um intervalo de tempo, o elevador chega ao piso 1 e não ligeiramente acima ou abaixo, eliminando o erro estacionário do sistema, como apresentado na Figura 2.4. O controlador (PD) irá permitir que o elevador suba mais rápido e sem oscilações em torno do piso 1, satisfazendo os parâmetros da dinâmica da Figura 2.2.

Assim, um controlador (PID) reúne ambas as vantagens, melhorando o regime permanente e o da dinâmica em simultâneo. O gráfico seguinte mostra a resposta, no tempo, de um sistema genérico para cada tipo de controlador.

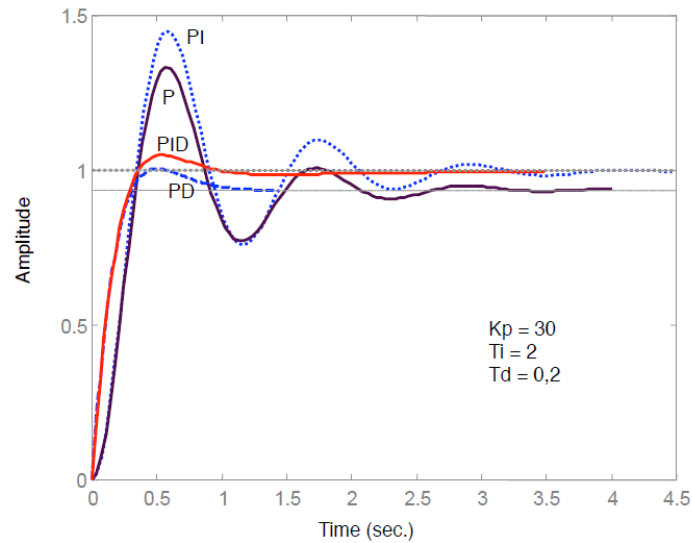


Figura 2.17: Resposta, no Tempo, de um Sistema para Vários Controladores.

A Figura 2.17 demonstra as vantagens anteriormente apresentadas na utilização de um PID. Como era de esperar, com este controlador, o sistema segue perfeitamente a entrada e com uma sobre-elevação reduzida, que pode ser ajustada modificando os ganhos do controlador, mediante a resposta desejada do sistema.

Contudo, não existem controladores universais, ou seja, que controlem todos os sistemas. Desta maneira, para cada sistema e cada situação, é preciso projectar um controlador com diferentes ganhos.

Por conseguinte, a próxima subsecção apresenta técnicas para ajuste dos ganhos de um controlador, por forma a optimizar a resposta de um sistema.

2.4.1 Ajuste dos Ganhos de um Controlador

Como referido anteriormente, o controlador permite modificar o comportamento do sistema. Deste modo, é importante determinar os ganhos adequados, por forma a obter-se a resposta desejada.

Assim, para se ajustar os ganhos de um controlador, deve-se, em primeiro lugar, definir esses ganhos. Ou seja, após determinada a resposta do sistema sem controlador é necessário identificar se a melhoria no comportamento é no regime estacionário ou no dinâmico, ou em ambos.

De seguida, decide-se qual o método a utilizar para a optimização dos ganhos. O ajuste dos ganhos de sistemas controlados é um tema em constante desenvolvimento na literatura. Desta forma, ao longo do tempo, desenvolveram-se vários métodos, como, por exemplo, o de *Zeigler - Nichols* [40], o de *Cohen - Coon* [30], o *Iterative Root Mean Square Optimization* [42] e o *Iterative Weighted Root Mean Square Optimization* [42]. Para além dos métodos anteriormente mencionados, o efeito do ajuste dos ganhos também pode ser verificado de forma gráfica, através do método *Root Locus* (ver [15] e [37]).

Os métodos de Zeigler - Nichols e de Cohen - Coon são métodos tradicionais, que são utilizados em estruturas de controlo semelhantes à da Figura 2.15. Zeigler e Cohen pressupõem sistemas com realimentações simples, sem saturações e a estrutura de um controlador bem definida.

Por outro lado, os métodos iterativos têm a capacidade de determinar os ganhos em sistemas mais complexos e não lineares. Ambos os métodos utilizam um processo iterativo de ajuste dos ganhos do PID, por forma a obter a resposta pretendida. A diferença entre eles é que o método *Iterative Root Mean Square Optimization* não possui uma função de custo, enquanto que o método *Iterative Weighted Root Mean Square Optimization* possui. A função de custo permite definir quais os erros de seguimento que têm maior relevância para o algoritmo. De modo geral, estes métodos obtêm melhores resultados do que os métodos tradicionais. Contudo, a sua aplicação requer um software com elevada capacidade, para simular a situação real. Além disso, na presença de não linearidades, os métodos em causa não garantem que os ganhos determinados sejam otimizados para a globalidade das situações de voo de uma dada aeronave.

Relativamente ao *Root Locus*, esta abordagem consiste em observar a posição dos pólos no plano complexo, para diferentes valores dos ganhos, e, conseqüentemente, determinar o comportamento do sistema. Esta técnica é menos expedita que os métodos anteriormente apresentados. Porém, a *toolbox Control System Designer* (ver [19]) do Simulink permite visualizar, em tempo real, a posição dos pólos e, conseqüentemente, a resposta do sistema, com a alteração dos ganhos, simplificando este processo.

Por último, a aplicação dos ganhos, determinados por estes métodos, não deve ser realizada directamente no sistema real, uma vez que determinadas alterações podem levar a efeitos indesejados e instabilidades. Desta maneira, o ajuste dos ganhos deve cumprir as seguintes fases. Primeiramente, deve ser realizado num modelo do sistema “*offline*”, através de ferramentas como o *Simulink* do MATLAB®. Seguidamente, após a obtenção dos ganhos para o sistema computacional, estes devem ser testados num simulador, capaz de simular a dinâmica do sistema, e, se possível, que possibilite introduzir perturbações e ruídos normais da operação. Finalmente, após verificado que a resposta do simulador coincide com a determinada computacionalmente, deverá realizar-se o ajuste dos ganhos no sistema real. Contudo, o ajuste no sistema real deve ser conservador, por forma a evitar situações de risco para o sistema.

2.5 Estrutura de Controlo do Piloto Automático Piccolo

O fabricante do piloto automático Piccolo, a *Cloud Cap Technology*, não publica a estrutura de controlo que está implementada neste sistema. Assim, recorreu-se à estrutura publicada na tese de mestrado “*A Practical Guide To The Piccolo Autopilot*” [28], como base de partida deste trabalho.

Ao longo desta dissertação, será explorado o capítulo “*Piccolo Mechanics*” (em [28]), uma vez que desenvolve sub-tópicos na óptica da estrutura de controlo do Piccolo, como as entradas de comando, as leis de controlo e as superfícies de controlo. Devido à extensão e à complexidade deste documento, apenas

serão referidos os pontos necessários, para a interpretação desta tese.

A estrutura de controlo do Piccolo pode ser descrita, esquematicamente, da seguinte forma:

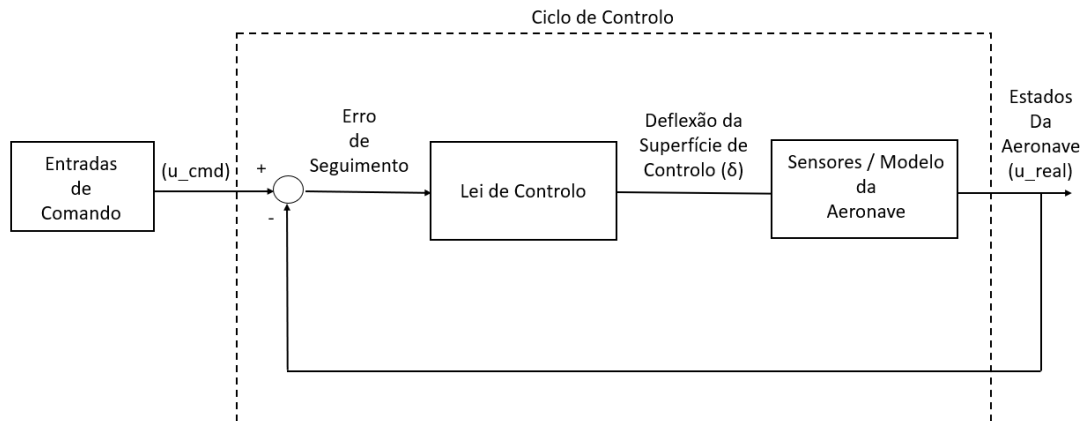


Figura 2.18: Estrutura de Controlo do Piccolo.

Com base na Figura 2.18, é perceptível a existência de quatro componentes: as entradas de comando, o ciclo de controlo, a lei de controlo e os sensores ou o modelo da aeronave.

As entradas de comando são os *inputs* de referência (u_{cmd}) dos estados da aeronave. Estes *inputs* são introduzidos pelo utilizador na janela *Command Loops*, representada na Figura 2.19, do software *Piccolo Command Center* (PCC). O PCC é o software que permite operar UAV's equipados com o piloto automático Piccolo (ver [6] e [41]).

Name	Telemetry	Status	Target
Tracker		On	13
IAS	[kts] 40.7	Auto	41.1
Altitude G.	[ft] 1699.8	On	1700.0
Bank	[deg] 0.57	Auto	0.82
Flaps	[deg]	Auto	0.00
Heading	[°T] 180.8	Auto	-178.9
VRate	[kts] 0.21	Auto	0.10

Figura 2.19: Display dos Ciclos de Comando.

Na Figura 2.19, é possível observar que as entradas de comando podem ser de vários tipos, como, por exemplo, de altitude e de velocidade. Posteriormente, estas entradas são processadas nos ciclos de controlo piloto automático, até se obter a deflexão das superfícies de controlo, de modo a que aeronave possa seguir a referência comandada.

Assim sendo, os ciclos de controlo incluem as restantes duas componentes da estrutura de controlo, como mostra a Figura 2.18. Por conseguinte, o *input* do ciclo de comando (u_{cmd}) é comparado com o valor actual do estado (u_{real}), obtendo-se o erro de seguimento do sistema:

$$erro = u_{cmd} - u_{real}. \quad (2.21)$$

De seguida, o erro do sistema vai entrar na lei de controlo. Note-se que as leis de controlo são funções matemáticas que, para um dado erro de entrada, determinam qual a deflexão da superfície de controlo (δ). Consequentemente, essa deflexão irá modificar o estado verdadeiro da aeronave (u_{real}), o qual é medido através dos sensores ou do modelo da mesma. Desta forma, o objectivo final da estrutura de controlo do Piccolo, da Figura 2.18, é o erro de seguimento do sistema ser nulo.

Os ciclos de controlo abordados nesta dissertação para o movimento lateral, são o *Roll Control* e o *Yaw Control* (ver [28]), que englobam as leis de controlo dos ailerons e do rudder.

Concluindo, a informação apresentada na tese “*A Practical Guide To The Piccolo Autopilot*” servirá de base para realização deste trabalho e será detalhada no próximo capítulo. Isto porque apresenta uma proposta da estrutura de controlo do Piccolo, a qual após formalmente verificada, serve de base ao propósito desta tese, para o ajuste dos respectivos ganhos a fim de adequar a resposta pretendida da aeronave.

3

Validação das Leis de Controlo

Este capítulo é dedicado à validação das leis de controlo dos ailerons e do rudder, expostas na tese de mestrado [28]. Para isso, este encontra-se dividido em duas partes, na Secção 3.1 e na Secção 3.2. Nestas é apresentada e validada a estrutura das leis de controlo dos ailerons e do rudder, respectivamente, que servem de ponto de partida a este trabalho.

Genericamente, irá validar-se a componente da estrutura do Piccolo, entre os erros de seguimento (*erro*) e as deflexões das superfícies de controlo (δ) da aeronave, dada uma entrada de comando (u_{cmd}), esquematicamente:

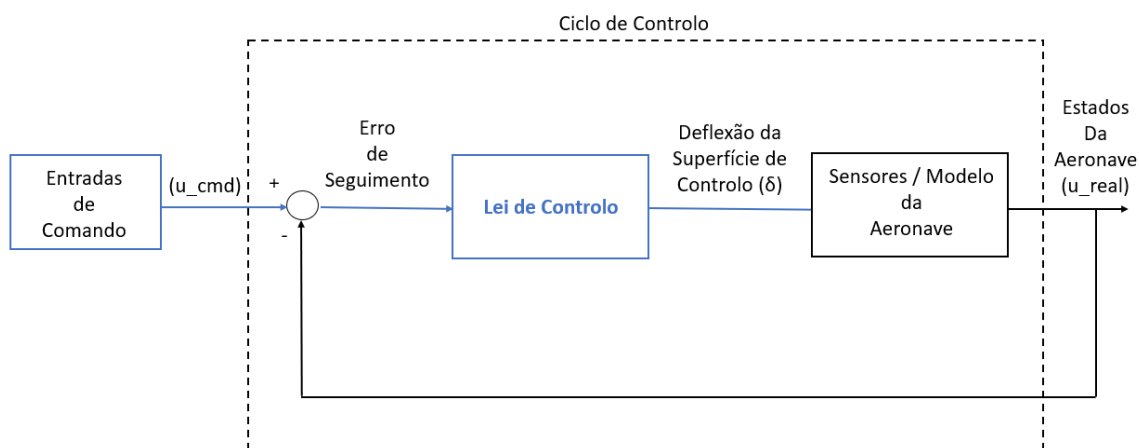


Figura 3.1: Esquema da Estrutura de Controlo do Piccolo para a Validação das Leis de Controlo.

Na Figura 3.1 a cor azul corresponde às componentes da estrutura do Piccolo que se irá desenvolver neste capítulo.

3.1 Lei de Controlo dos Ailerons

Esta secção tem como objectivo apresentar e validar a lei de controlo dos ailerons. Deste modo, numa primeira fase, na Subsecção 3.1.1 é apresentada a estrutura da lei de controlo dos ailerons. Por fim, na Subsecção 3.1.2 é validada a expressão deduzida da mesma.

3.1.1 Estrutura da Lei de Controlo dos Ailerons

A lei de controlo dos ailerons está inserida no ciclo do *Roll Control*. A Figura 3.2 apresenta a estrutura do diagrama de blocos do *Roll Control*, de acordo com [28].

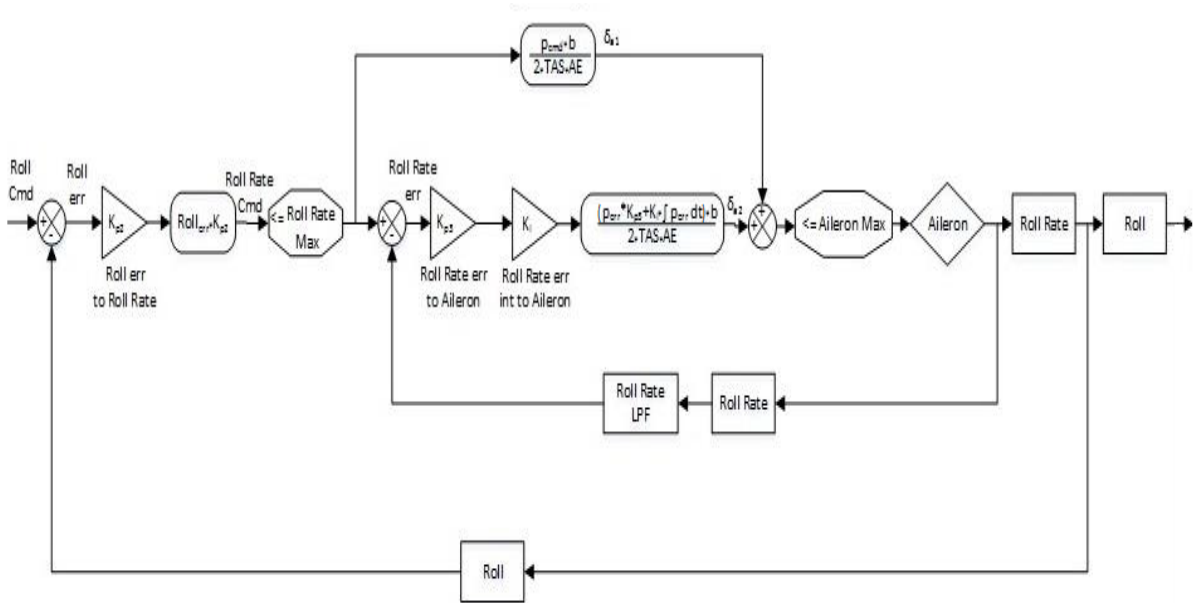


Figura 3.2: Ciclo do Roll Control, adaptado de [28].

No esquema da Figura 3.2 é perceptível a existência de dois ciclos de controlo. Em primeiro lugar, um ciclo externo que tem como entrada o *Roll Cmd* (ϕ_{cmd}) e saída o *Roll* (ϕ) verdadeiro da aeronave. E, em segundo lugar, um ciclo interno que tem como entrada o *Roll Rate Cmd* (p_{cmd}) e saída o *Roll Rate* (p) verdadeiro da aeronave. É importante salientar que o termo *Bank Cmd* e o termo *Roll Cmd* representam o mesmo.

Para além disso, estes ciclos incluem os seguintes ganhos e parâmetros da aeronave (ver [6]):

- O **Roll err to Roll Rate** (K_{P2}) é um ganho proporcional que relaciona o *Roll err* com o *Roll Rate Cmd*. Note-se que o *Roll err* é a diferença entre o *Roll Cmd* e o *Roll* verdadeiro da aeronave (dado pelo *Inertial Measurement Unit* (IMU) interno do piloto automático), conforme descrito adiante na equação (3.1). Por definição este ganho assume o valor de uma unidade, nunca devendo ser zero, uma vez que tal implica deixar de existir controlo lateral. Contudo, aumentar exageradamente o seu valor irá aumentar a largura de banda do *Roll Cmd*, e, conseqüentemente, o comportamento da aeronave ficará oscilatório (ver [6]).
- O **Roll Rate err to Aileron** (K_{P3}) é também um ganho proporcional e relaciona o *Roll Rate err* com a deflexão dos ailerons (δ_a), sendo o *Roll Rate err* a diferença entre *Roll Rate Cmd* e o *Roll Rate*, dado pelo IMU (ver expressão (3.5)). Este ganho permite aumentar o amortecimento do rolamento, sendo, na maioria das situações, desnecessário. Assim, é nulo por defeito.
- O **Roll Rate err int to Aileron** (K_I) é um ganho integral e relaciona as mesmas duas grandezas do ponto anterior. Devido ao facto de ser um ganho integral, permite eliminar o erro estacionário

do sistema. Por definição, assume o valor de ($K_I = 1$), mas pode ser ajustado de acordo com o comportamento do nosso sistema. Se for aumentado, permite que a aeronave se adapte mais rapidamente a novos *inputs*. Porém, poderá provocar um comportamento oscilatório do sistema.

- O **Aileron Effect** (AE) é o parâmetro mais importante do ciclo de controlo da Figura 3.2 (ver [6]). Tal como o nome indica, este informa o piloto automático da eficiência da deflexão do aileron por grau, devendo assumir valores próximos da unidade. Quanto mais baixo for o seu valor, menos eficiente é considerada a deflexão do aileron, e, conseqüentemente, este atinge maiores amplitudes, podendo provocar um comportamento oscilatório da aeronave.
- O **Low Pass Filter** (LPF) tem a função de eliminar o ruído das altas frequências.
- O **Wingspan** (b), ou seja, a envergadura da aeronave.
- O **True Air Speed** (TAS) representa a velocidade verdadeira da aeronave.
- Por último, na Figura 3.2, é perceptível a existência de blocos de **saturação**, como por exemplo ($\leq Aileron Max$). As saturações são limites máximos e mínimos definidos no envelope de voo da aeronave, que não podem ser ultrapassados. Estes limites são definidos no PCC.

Desta forma, depois de interpretado o que significa cada bloco e cada variável, é possível obter a lei de controlo que relaciona a entrada com a saída, ou seja, o *Roll err* (ϕ_{error}) com a deflexão dos ailerons (δ_a). Com base no ciclo do *Roll Control* 3.2 é possível realizar o seguinte raciocínio:

O *Roll Cmd* (ϕ_{cmd}) entra num ponto de soma com o *Roll* (ϕ) verdadeiro, obtendo-se assim o *Roll err* (ϕ_{error}) do sistema (entrada da lei de controlo):

$$\phi_{error} = \phi_{cmd} - \phi. \quad (3.1)$$

De seguida, o *Roll err* (ϕ_{error}) será convertido no *Roll Rate Cmd* (p_{cmd}), através da expressão:

$$p_{cmd} = K_{P2} \phi_{error}. \quad (3.2)$$

Por sua vez, o *Roll Rate Cmd* (p_{cmd}) entra no ciclo interno do *Roll Control* por dois caminhos diferentes, um por *feedforward* e outro por *feedback*. Cada caminho contribuirá para determinar a deflexão total do aileron. Assim, para o *feedforward*:

$$\delta_{a1} = \frac{p_{cmd} b}{2 TAS AE}. \quad (3.3)$$

E para o *feedback*:

$$\delta_{a2} = \frac{[p_{error} K_{P3} + K_I \int p_{error} dt] b}{2 TAS AE}, \quad (3.4)$$

onde p_{error} é o *Roll Rate err* do sistema e é dado pela diferença entre o *Roll Rate Cmd* (p_{cmd}) e o *Roll Rate* (p) verdadeiro, ou seja:

$$p_{error} = p_{cmd} - p. \quad (3.5)$$

Consequentemente, a deflexão total dos ailerons é obtida com a soma das expressões (3.3) e (3.4):

$$\delta_a = \frac{[K_{P2} \phi_{error} + p_{error} K_{P3} + K_I \int p_{error} dt] b}{2 TAS AE}. \quad (3.6)$$

Logo, a expressão (3.6) é importante para esta tese, por ser a equação matemática que permite determinar a deflexão dos ailerons (δ_a), a partir do *Roll err* (ϕ_{error}) e, por conseguinte, do *Roll Cmd* (ϕ_{cmd}) (dada a sua relação através da expressão (3.1)). Deste modo, na Subsecção 3.1.2 irá validar-se a expressão (3.6).

3.1.2 Validação da Lei de Controlo dos Ailerons

Nesta subsecção irá validar-se a lei de controlo dos ailerons dada pela equação (3.6) (deduzida da Figura 3.2). Para isso, esta foi implementada num modelo computacional, em *Simulink*, como mostra a Figura 3.3. O *Simulink* é uma ferramenta do MATLAB[®] de modelação, de simulação e de análise de sistemas dinâmicos. A sua interface funciona com uma representação em diagrama de blocos, que são fornecidos através de bibliotecas. Para além disso, esta ferramenta permite incorporar directamente rotinas de código customizadas (ver [21]).

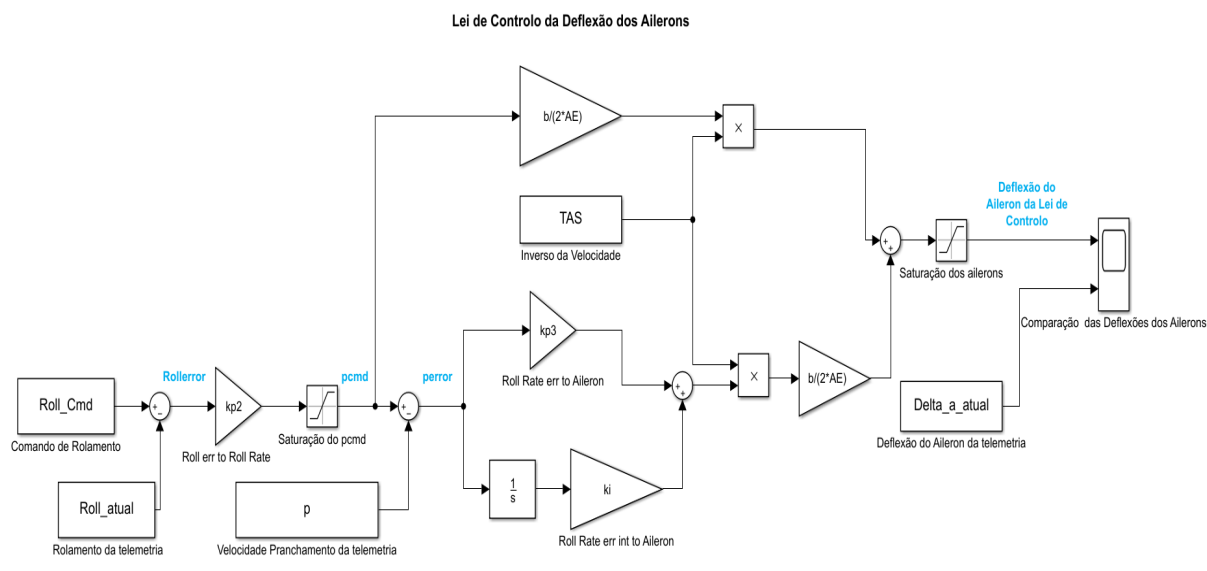


Figura 3.3: Modelo em Simulink da Lei de Controlo dos Ailerons.

A estrutura do modelo implementado em Simulink é a estrutura apresentada na Figura 3.2. Desta

maneira, a entrada é o *Roll Cmd*, que corresponde a *inputs* de *Bank Angle* (ϕ_{cmd}). As realimentações, representadas pelos blocos “*Roll Atual*” e “*p*”, são os estados do ângulo de rolamento (ϕ) e da velocidade de pranchamento (p), respectivamente. As restantes componentes são os ganhos e os parâmetros da aeronave, descritos na Subsecção 3.1.1. A saída do sistema é a deflexão dos ailerons, determinada pela lei de controlo.

De seguida, realizou-se uma simulação de voo no software fornecido pelo fabricante do Piccolo para esse efeito e, com base na telemetria recolhida (ver Anexo A), em particular nos *inputs* de referência de *Bank Cmd*, nos estados do ângulo de rolamento e da velocidade de pranchamento da aeronave, e na deflexão dos ailerons, é possível validar a lei de controlo da expressão (3.6), recorrendo ao modelo em Simulink da Figura 3.3.

Deste modo, na janela *Command Loops* do PCC (representada na Figura 2.19), introduziram-se *inputs* de *Roll Cmd*, com amplitudes de 15 graus, e registaram-se os respectivos estados da aeronave e as deflexões dos ailerons. Esses registos estão exemplificados na Figura 3.4:

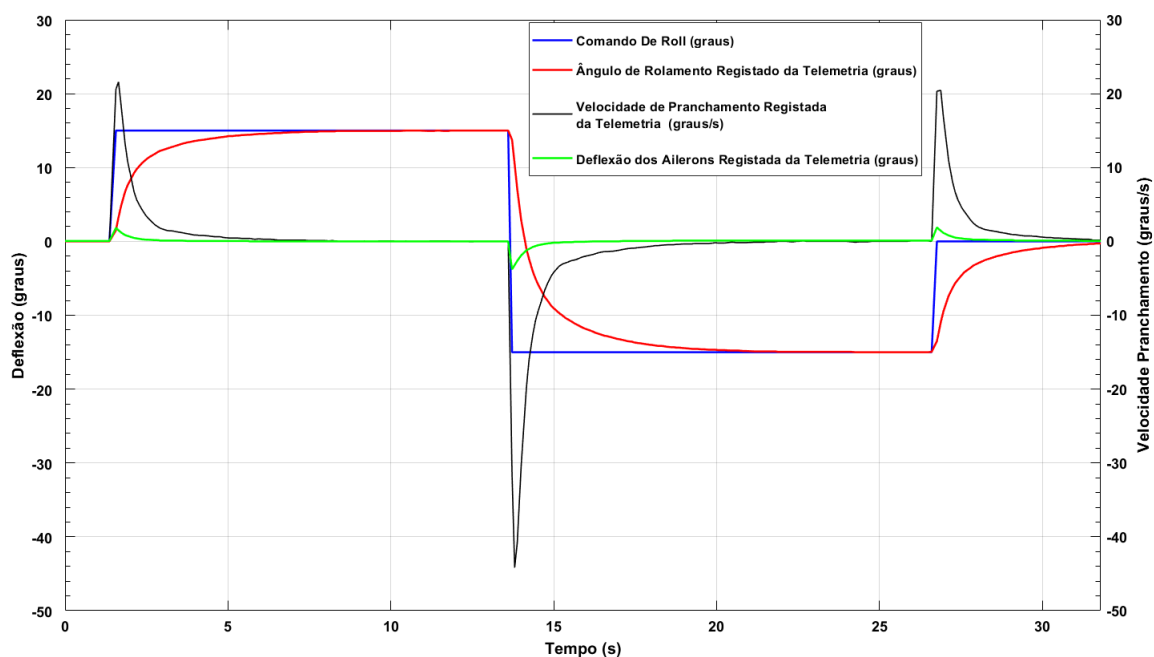


Figura 3.4: Registo do Ângulo de Rolamento, da Velocidade Pranchamento e das Deflexões dos Ailerons, para *Inputs* de Roll.

Na Figura 3.4, a linha azul corresponde ao *input* de *Roll Cmd*, a linha vermelha e a linha preta representam o ângulo de rolamento (ϕ) e a velocidade de pranchamento (p) da aeronave, respectivamente, e a linha verde é referente à deflexão dos ailerons (δ_a).

Posto isto, com base nos dados registados da telemetria da simulação de voo e com o modelo Simulink da Figura 3.3, procedeu-se à validação da lei de controlo, através de dois métodos de verificação distintos.

Em primeiro lugar, recorreu-se ao MMQ, para estimar os parâmetros da lei de controlo, que melhor ajustam os dados registados, de *input* e de *output*. Os valores obtidos correspondem aos ganhos da lei de controlo. Finalmente, estes ganhos estimados serão comparados com os ganhos verdadeiros (introduzidos na consola de configuração do simulador de voo, designada por PCC, de forma manual). Em segundo lugar, procedeu-se à validação formal da lei de controlo, calculando o RMSE entre a deflexão dos ailerons determinada pela lei de controlo e a deflexão dos ailerons registada pela telemetria, para o mesmo sinal de entrada. Além disso, irá observar-se, graficamente, o seguimento entre as deflexões no bloco “*Comparação das Deflexões dos Ailerons*” da Figura 3.3. Por último, é realizada a validação da lei de controlo, para dados registados em voo real, num plano de voo, semelhante ao da Figura 3.5, e determinar-se-à o RMSE.

A Figura 3.5 representa um plano de voo tipicamente utilizado, para testes.

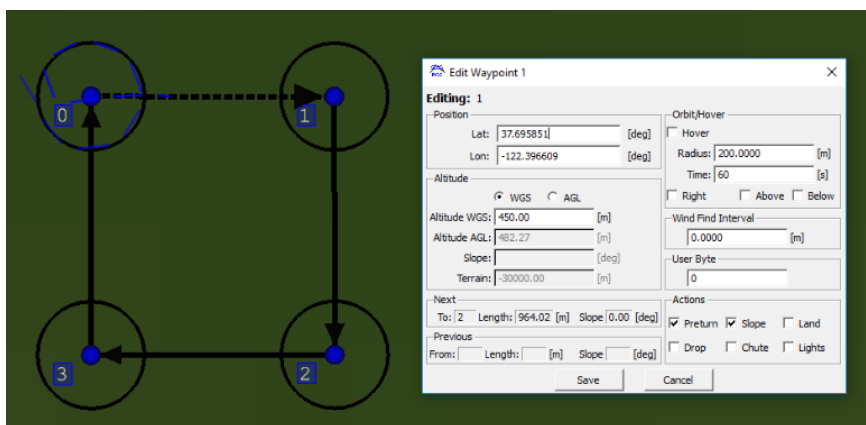


Figura 3.5: Configuração do Plano de Voo.

Neste plano, a aeronave irá iniciar a trajectória no *waypoint* zero, seguindo a ordem crescente dos *waypoints*. Para além disso, em cada *waypoint*, a aeronave ficará em órbita durante um minuto.

Com base neste procedimento, irão apresentar-se os resultados obtidos para a validação da lei de controlo dos ailerons. Para facilitar a validação, esta foi realizada em três fases, uma vez que é possível alterar o valor dos ganhos no piloto automático. Nestas fases, impôs-se o valor zero em alguns ganhos, de modo a simplificar a lei de controlo que se pretendia validar.

Primeiramente, verificou-se a lei de controlo dos ailerons apenas com o ganho proporcional, ou seja, apenas com o $K_{P2} \neq 0$. Assim, tendo em conta (3.2), a expressão (3.6) é simplificada para:

$$\delta_a = \frac{K_{P2} \phi_{error} b}{2 TAS AE}, \quad (3.7)$$

a qual é uma equação linear e proporcional, se forem evitadas as saturações do sistema. Com base no MMQ, irá determinar-se o valor de K_{P2} , da expressão (3.7), para o melhor ajuste entre o δ_a obtido da telemetria da simulação de voo e o *input* ϕ_{error} , também obtido da mesma. Assim, pretende-se que o valor de K_{P2} estimado, seja o mesmo, que o definido na configuração da aeronave.

Para isso, recolheram-se amostras de dados do simulador de voo, para valores de K_{P2} de: 0.5; 1; 2 e 3. Desta forma, a tabela seguinte apresenta os ganhos estimados, pelo MMQ, para cada situação:

AE=0.5	
K_{P2} Real	K_{P2} Estimado pelo MMQ
0.5	0.4983
1	0.9974
2	1.9933
3	2.9894
AE=1	
K_{P2} Real	K_{P2} Estimado pelo MMQ
0.5	0.4976
1	0.9931
2	1.9960
3	2.9847

Tabela 3.1: Ganhos Estimados pelo MMQ para a Lei de Controlo dos Ailerons com ($K_{P2} \neq 0$).

A Tabela 3.1 mostra que os ganhos estimados são semelhantes aos ganhos verdadeiros, implementados no PCC, independentemente da situação.

Posto isto, determinaram-se os valores do RMSE entre as deflexões dos ailerons, determinadas no modelo Simulink da Figura 3.3 (para $K_{P2} \neq 0$), com as registadas em simulação. Esses valores estão dispostos na tabela seguinte:

AE=0.5	
K_{P2}	RMSE (graus)
0.5	0.0150
1	0.0132
2	0.0121
3	0.0122
AE=1	
K_{P2}	RMSE (graus)
0.5	0.0168
1	0.0156
2	0.0149
3	0.0126

Tabela 3.2: RMSE entre as Deflexões dos Ailerons Verdadeiras e as Estimadas para ($K_{P2} \neq 0$).

É perceptível que os valores de RMSE assumem valores reduzidos, independentemente dos valores de K_{P2} e de AE .

Por forma a visualizar graficamente a informação apresentada na Tabela 3.2, as Figuras 3.6 e 3.7, mostram os seguimentos obtidos para a melhor e para a pior situação, ou seja, para ($K_{P2} = 2; AE = 0.5$) e ($K_{P2} = 0.5; AE = 1$), respectivamente:

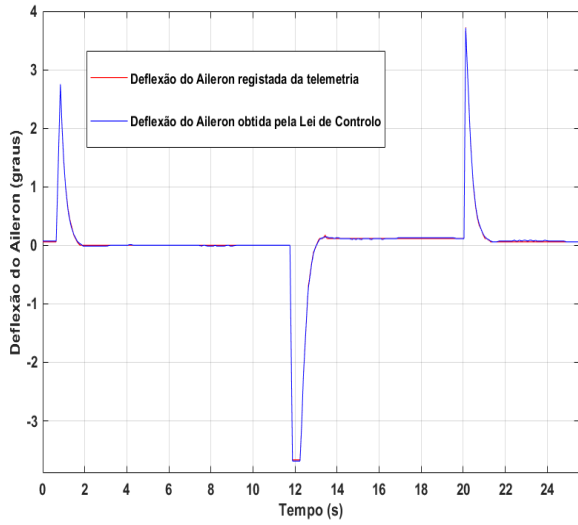


Figura 3.6: Deflexões dos Ailerons para ($AE = 0.5$; $K_{P2} = 2$).

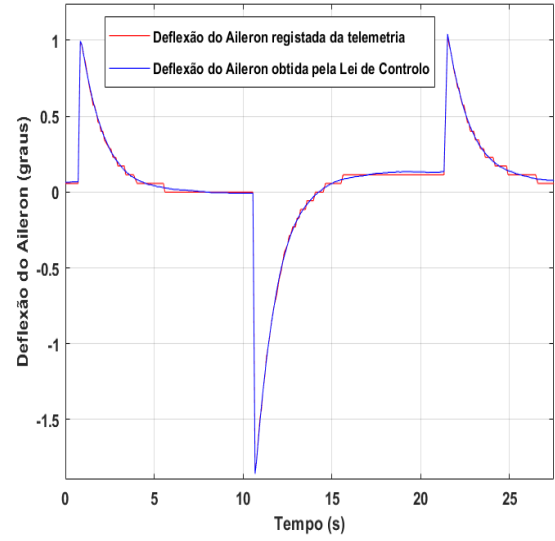


Figura 3.7: Deflexões dos Ailerons para ($AE = 1$; $K_{P2} = 0.5$).

Em ambos os gráficos, a linha a vermelho corresponde à deflexão dos ailerons registada pela telemetria, e a linha a azul à deflexão determinada pela lei de controlo dos ailerons, com ($K_{P2} \neq 0$). Os picos, presentes nos gráficos, correspondem à deflexão dos ailerons em resposta ao sinal rectangular de amplitude 15 graus, em módulo. No gráfico da Figura 3.6, é perceptível a existência de uma saturação no instante ($t = 12$ s). Inicialmente, a saturação ocorre no comando da velocidade de pranchamento (p_{cmd}), dado pela expressão (3.2), quando a amplitude do *input* de *Roll Cmd* muda de sinal, e, conseqüentemente, aumenta significativamente o *Roll err* do sistema. Por último, pode observar-se, para ambas as situações, que a deflexão registada na telemetria (linha a vermelho) e a obtida da simulação computacional da lei de controlo (linha a azul) encontram-se sobrepostas, o que indica um bom seguimento.

Assim, conclui-se que a lei de controlo dos ailerons, com ($K_{P2} \neq 0$), é válida.

Dando seguimento à validação da expressão (3.6), irá considerar-se a situação ($K_{P2} \neq 0$) e ($K_{P3} \neq 0$). Dado que a componente do ganho K_{P2} já se encontra verificada, irá validar-se apenas a contribuição do ganho K_{P3} , para a deflexão total do aileron (δ_a), que é dada por:

$$\delta_{aK_{P3}} = \frac{p_{error} K_{P3} b}{2 TAS AE}, \quad (3.8)$$

a qual é uma equação linear e proporcional, tal como a expressão (3.7). Da mesma maneira, aplicou-se o MMQ, de modo a determinar o valor de K_{P3} para o melhor ajuste entre as deflexões estimadas e as registadas, sendo os resultados apresentados na Tabela 3.3.

AE=0.5	
K_{P3} Real	K_{P3} Estimado pelo MMQ
0.5	0.493
0.75	0.743
1	1.01
1.25	1.253
AE=1	
K_{P3} Real	K_{P3} Estimado pelo MMQ
0.5	0.49
0.75	0.73
1	0.987
1.25	1.243

Tabela 3.3: Ganhos Estimados pelo MMQ para a Lei de Controlo dos Ailerons com ($K_{P2} = 1$ e $K_{P3} \neq 0$).

Os valores de K_{P3} , determinados pelo MMQ, são muito próximos dos implementados no simulador, independentemente da situação.

Por conseguinte, obtiveram-se os seguintes valores de RMSE:

AE=0.5	
K_{P3}	RMSE (graus)
0.5	0.0143
0.75	0.0138
1	0.0137
1.25	0.0150
AE=1	
K_{P3}	RMSE (graus)
0.5	0.0142
0.75	0.0151
1	0.0147
1.25	0.015

Tabela 3.4: RMSE entre as Deflexões dos Ailerons Verdadeiras e as Estimadas para ($K_{P2} = 1$ e $K_{P3} \neq 0$).

Na Tabela 3.4 observa-se que o RMSE, para estes conjuntos de ganhos e de *Aileron Effect*, continua a assumir valores reduzidos, tal como se verificou anteriormente, para ($K_{P2} \neq 0$).

Desta forma, dada a proximidade dos resultados, apenas vai ser apresentado graficamente a situação dos piores resultados ($K_{P3} = 0.75$; $AE = 1$).

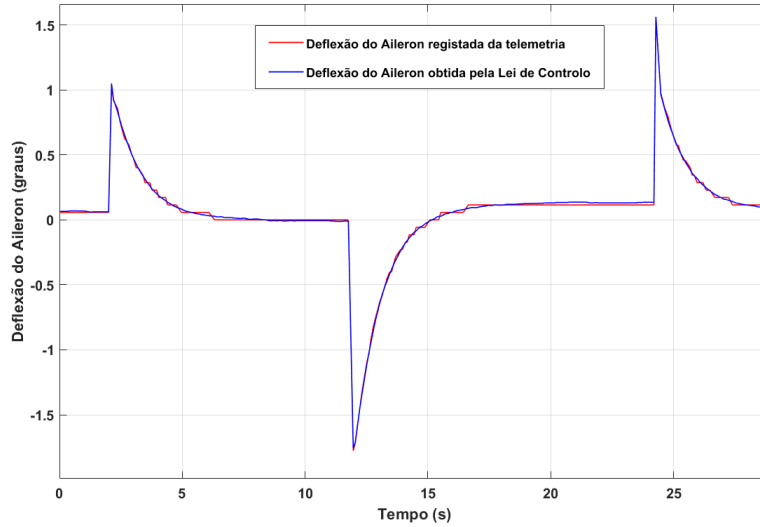


Figura 3.8: Deflexões dos Ailerons para ($K_{P2} = 1$, $K_{P3} = 0.75$ e $AE = 1$).

Com base na informação apresentada no gráfico da Figura 3.8, pode concluir-se que existe um bom seguimento, ao longo do tempo, validando-se assim, a contribuição da componente do ganho K_{P3} da lei de controlo dos ailerons, proposta em [28].

Finalmente, numa terceira fase, verificou-se a contribuição do ganho K_I , dada pela expressão:

$$\delta_{a_{K_I}} = \frac{K_I \int p_{error} dt b}{2 T A S A E}, \quad (3.9)$$

na qual existe o termo do integral de p_{error} , devido à natureza do ganho K_I . Assim, os ganhos estimados pelo MMQ não linear (ver [22]), para diferentes amostras de dados registadas, são apresentados na Tabela 3.5. Neste ensaio, impôs-se que o valor do ganho K_{P3} no simulador de voo fosse nulo, uma vez que o ganho K_I e K_{P3} encontram-se em paralelo (ver Figura 3.3), isolando-se assim a contribuição do ganho do integrador nas amostras registadas.

AE=0.5	
K_I Real	K_I Estimado pelo MMQ
0.5	0.52
1	1.01
2	1.94
3	3.05
AE=1	
K_I Real	K_I Estimado pelo MMQ
0.5	0.497
1	1.06
2	1.96
3	3.07

Tabela 3.5: Ganhos Estimados pelo MMQ para a Lei de Controlo dos Ailerons com ($K_{P2} = 1$ e $K_I \neq 0$).

Na segunda coluna da Tabela 3.5 verifica-se que os valores de K_I estimados pelo MMQ, são aproximadamente iguais, aos implementados no simulador de voo. Contudo, não se utilizou a totalidade das amostras de dados registadas pela telemetria, para a aplicação do MMQ. Este facto deve-se à contribuição do ganho integrador para a deflexão dos ailerons ($\delta_{a_{K_I}}$), em função do valor do integral de p_{error} , apresentar o seguinte comportamento:

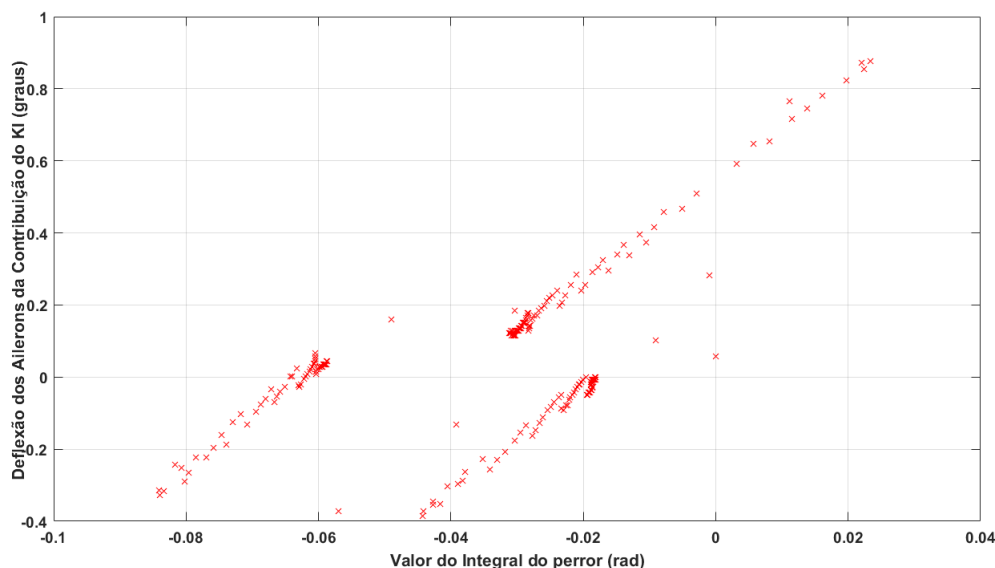


Figura 3.9: $\delta_{a_{K_I}}$ em Função do $\int p_{error} dt$, para as Amostras de Dados com ($K_I = 2$; $AE = 0.5$).

No gráfico da Figura 3.9, observa-se que a relação entre a contribuição do ganho integral para deflexão dos ailerons ($\delta_{a_{K_I}}$), com o valor do integral de p_{error} , é linear. Porém, verifica-se a existência de três conjuntos de amostras distintos que, apesar de dispostos ao longo de uma recta com o mesmo declive ($\frac{K_I b}{2 TAS AE}$), estas possuem diferentes ordenadas na origem. Neste sentido, o MMQ foi aplicado apenas a um conjunto de amostras, obtendo-se o valor de K_I , para cada situação (apresentados na Tabela 3.5).

Verificou-se ainda que o facto de os conjuntos das amostras dos dados não estarem alinhados, deve-se à expressão (3.9) da lei de controlo dos ailerons, só considerar apenas uma relação linear entre o $\delta_{a_{K_I}}$ e o valor do integral de p_{error} . No entanto, o valor da saída do integral depende da sua condição inicial, que deixa de ser nula quando o valor de p_{error} é diferente de zero. Note-se que, com o ganho integral diferente de zero ($K_I \neq 0$), o erro estacionário da resposta da velocidade de pranchamento é nulo.

Devido ao facto da expressão (3.9) não considerar o valor inicial do integral, irá provocar um desfazamento entre a deflexão dos ailerons, determinada pela lei de controlo, e a registada pela telemetria, em torno da posição de equilíbrio dos ailerons. Esta situação é evidenciada na Figura 3.11, quando a componente do ganho integrador da deflexão dos ailerons é relevante, para a deflexão total (para $K_I \geq 1$ e $AE < 1$).

Posto isto, determinaram-se os valores de RMSE, apresentados na tabela seguinte:

AE=0.5	
K_I	RMSE (graus)
0.5	0.0501
1	0.0672
2	0.0615
3	0.0602
AE=1	
K_I	RMSE (graus)
0.5	0.0343
1	0.0162
2	0.0578
3	0.062

Tabela 3.6: RMSE entre as Deflexões dos Ailerons Verdadeiras e as Estimadas para ($K_{P2} = 1$ e $K_I \neq 0$).

Na Tabela 3.6, observa-se que o RMSE assume valores superiores, comparativamente aos resultados das outras duas fases (ver Tabelas 3.2 e 3.4). Contudo, considera-se que estes valores não são significativos, estando este facto directamente relacionado com a situação anteriormente apresentada.

De forma a observar graficamente os resultados, as Figuras 3.10 e 3.11 apresentam os seguimentos obtidos para a melhor situação ($K_I = 0.5$; $AE = 1$) e para a pior ($K_I = 1$; $AE = 0.5$), respectivamente:

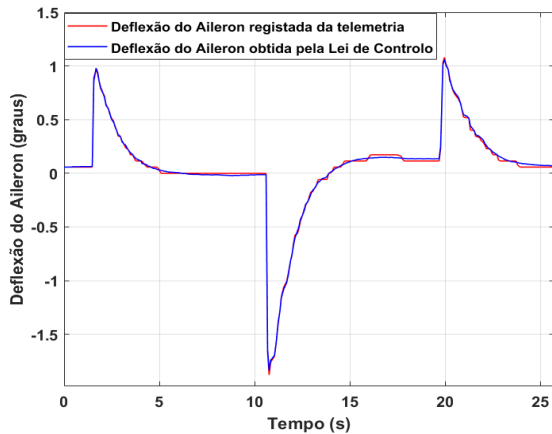


Figura 3.10: Deflexões dos Ailerons para ($AE = 1$; $K_I = 0.5$).

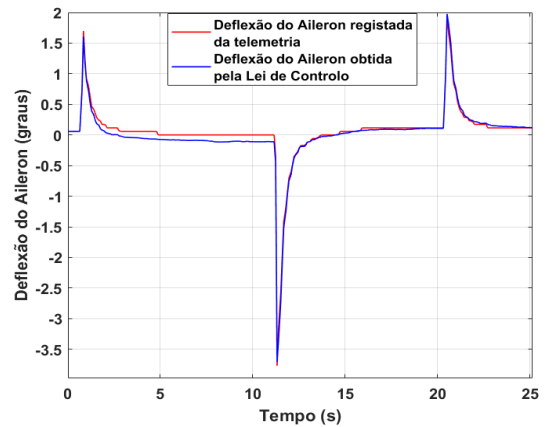


Figura 3.11: Deflexões dos Ailerons para ($AE = 0.5$; $K_I = 1$).

onde, a linha vermelha corresponde à deflexão dos ailerons registada pela telemetria, e a linha azul à deflexão determinada pela lei de controlo, com os respectivos ganhos. Em ambas as figuras, de modo geral, observa-se que existe bom seguimento. No entanto, verifica-se um desfasamento quando a deflexão dos ailerons é próxima de zero, sendo este facto bem visível na Figura 3.11, reflectindo-se no valor de RMSE dessa amostra. Esse desfasamento é devido à discrepância existente em torno de zero na Figura 3.9, explicada anteriormente.

Em suma, com base nos resultados das Tabelas 3.5 e 3.6, e nos gráficos das Figuras 3.10 e 3.11, validou-se a lei de controlo dos ailerons, para ($K_{P2} = 1$) e ($K_I \neq 0$), com as devidas limitações.

3.1.3 Resultados em Ensaios em Voo

Por último, validou-se a lei de controlo dos ailerons, para dados registados, em voo real. O ensaio em voo foi realizado no Centro de Formação Militar e Técnica da Força Aérea (CFMTFA), com apoio da equipada de operações do CIAFA, sendo a aeronave utilizada o ANTEX-X02 Alfa 07, apresentado na figura seguinte:



Figura 3.12: UAV ANTEX-X02 Alfa 07 do CIAFA.

Desta maneira, registou-se uma amostra de dados, durante o plano de voo (ver Figura 3.5), e compararam-se as deflexões verdadeiras com as obtidas pela lei de controlo. Os valores dos ganhos introduzidos no piloto automático da aeronave da Figura 3.12, durante o ensaio, são os *standard* da sua configuração, ou seja, ($K_{P2} = 1$, $K_I = 1$, $K_{P3} = 0$ e $AE = 0.5$).

Assim, o gráfico seguinte apresenta as deflexões verdadeiras dos ailerons (linha vermelha) e as determinadas pela lei de controlo, implementada em Simulink (linha azul), considerando a mesma entrada de referência e realimentação de estados:

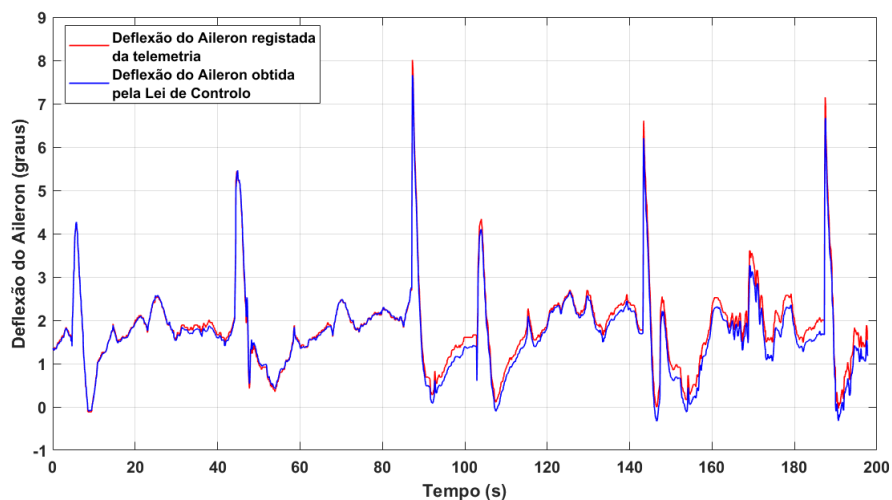


Figura 3.13: Deflexão dos Ailerons para os dados no Ensaio em Voo.

Com base na Figura 3.13, observa-se que as deflexões determinadas pela lei de controlo são semelhantes às verdadeiras. O valor do RMSE, entre as deflexões registadas e estimadas, é de 0.1653 graus. Este valor é superior ao obtido nas simulações, facto que está relacionado com a acumulação natural de um erro associado a pequenas discrepâncias, entre o resultado do integral calculado, internamente no Piccolo, e o resultado do mesmo integral calculado, em Simulink, tendo em conta as limitações existentes da taxa de amostragem e da precisão da recolha dos dados. Este erro é evidenciado no gráfico da Figura 3.13, observando-se um crescente desfasamento com o tempo, entre a deflexão dos ailerons determinada pela lei de controlo e a registada pela telemetria. Porém, considera-se que se obteve um seguimento adequado e que o valor de RMSE é aceitável.

Concluindo, note-se que a lei de controlo considerada é a mesma proposta na tese [28] e que, tratando-se de uma estimativa, é possível que existam discrepâncias face à lei de controlo verdadeira, implementada no Piccolo. De qualquer das formas, essas diferenças apenas se tornam significativas quando $K_I \geq 1$ e $AE < 1$ (sendo desprezáveis caso contrário), pelo que este factor deverá ser tido em consideração nos próximos capítulos.

Em suma, com base nos resultados obtidos, em simulação e no ensaio em voo, conclui-se que a lei de controlo dos ailerons, apresentada na referência [28], é válida com as devidas ressalvas.

3.2 Lei de Controlo do Rudder

Neste secção é apresentada e validada a lei de controlo do rudder, proposta na tese de mestrado da referência [28]. Para isso, esta encontra-se dividida nas mesmas fases da Secção 3.1.

3.2.1 Estrutura da Lei de Controlo do Rudder

A lei de controlo do rudder é a componente do *Yaw Control Loop* responsável pela deflexão do rudder. O *Yaw Control Loop* é composto pelo ciclo do *Yaw Control* e do *Side Force Control*, como se pode observar na figura seguinte:

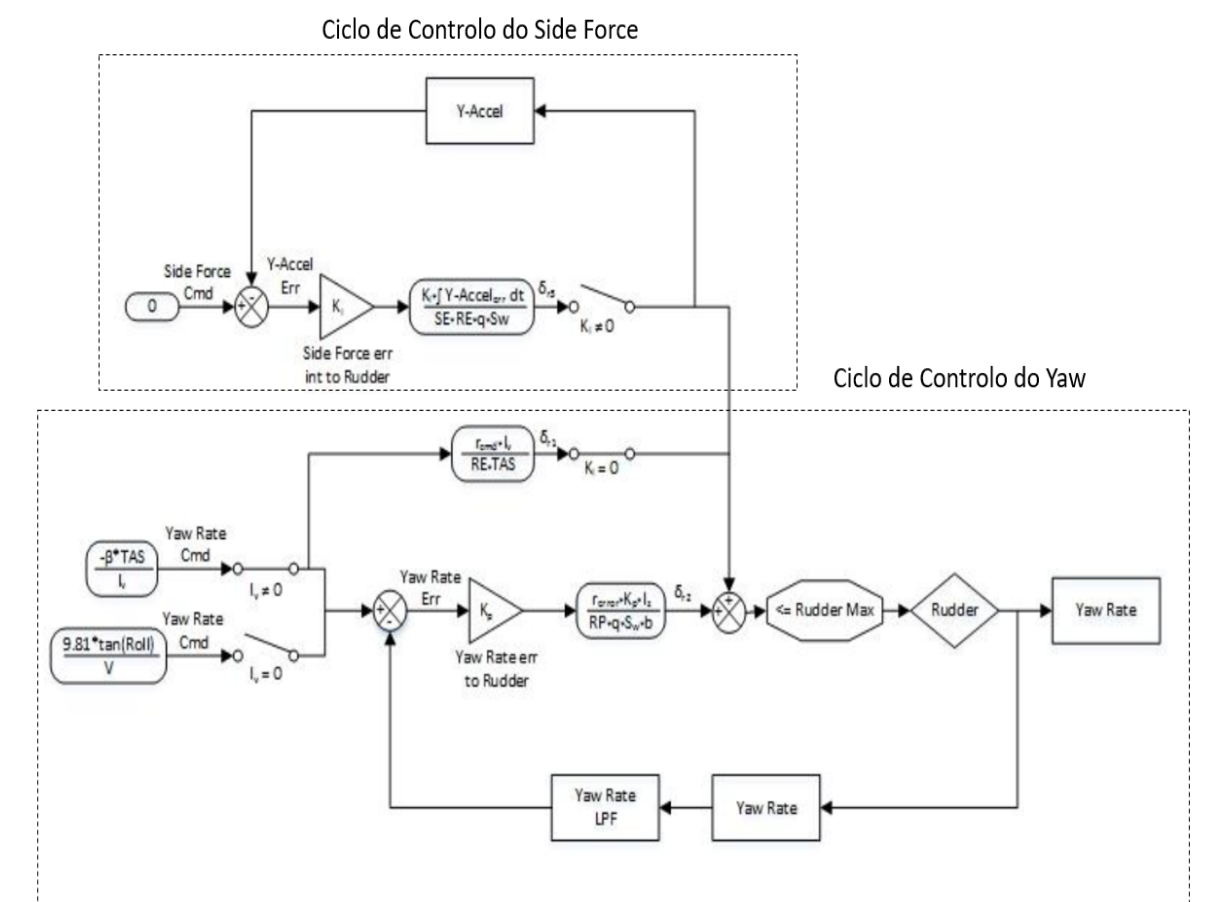


Figura 3.14: *Yaw Control Loop*, adoptado de [28].

O ciclo do *Side Force Control* só está activo para voltas não coordenadas. Contudo, este não será desenvolvido nesta dissertação de mestrado, uma vez que se consideram sempre voltas coordenadas.

Na Figura 3.14, é perceptível a existências de novos ganhos e parâmetros (ver [6]):

- O ganho proporcional **Yaw Rate err to Rudder** (K_p) tem a função de garantir o *Yaw Damping*, ou seja, permite que a aeronave mantenha a atitude mesmo quando se encontra em rolamento.

- Tal como no *Roll Control*, existe o parâmetro relativo à eficiência da superfície de controlo, neste caso, o **Rudder Effect** (RE).
- O **Rudder Power** (RP) representa o coeficiente do momento de guinada. Por convenção, assume valores positivos, na medida em que a deflexão positiva do rudder provoca momentos de guinada positivos.
- O **momento de inércia no eixo do z** (I_z), característico das propriedades físicas da aeronave.
- A **área da asa da aeronave** (S_w).
- O **vertical tail arm** (l_v), que é a distância entre o centro de gravidade e o centro aerodinâmico do rudder, em metros.
- A **pressão dinâmica** (\bar{q}), que é obtida pelo sensor de pressão da aeronave.

Assim, seguindo a mesma estratégia aplicada para o *Roll Control*, irá determinar-se a expressão que relaciona o *Yaw Rate Cmd* (r_{cmd}) com a deflexão do rudder (δ_r). Por conseguinte, com base na Figura 3.14, o *Yaw Rate Cmd* (r_{cmd}) pode ser determinado de duas formas distintas, dependendo se a aeronave possui, ou não, *vertical tail arm*. Como a generalidade das aeronaves, do CIAFA, possui *vertical tail arm*, irá utilizar-se:

$$r_{cmd} = \frac{-\beta TAS}{l_v}, \quad (3.10)$$

onde β representa o ângulo de derrapagem da aeronave. Este ângulo é determinado através dos dados de telemetria da aeronave. Tal como anteriormente, o *Yaw Rate Cmd* (r_{cmd}) segue por dois caminhos distintos, um por *feedforward* e outro por *feedback*. Destes resultam as seguintes expressões, respectivamente:

$$\delta_{r1} = \frac{r_{cmd} l_v}{RE TAS}, \quad (3.11)$$

$$\delta_{r2} = \frac{r_{error} K_P I_z}{RP \bar{q} S_w b}, \quad (3.12)$$

onde r_{error} é o *Yaw Rate err* do sistema e é dado pela diferença entre o *Yaw Rate Cmd* (r_{cmd}) e o *Yaw Rate* (r) verdadeiro, ou seja:

$$r_{error} = r_{cmd} - r. \quad (3.13)$$

Finalmente, para voltas coordenadas, a deflexão do rudder (δ_r) é obtida através da soma da expressão (3.11) e (3.12), nomeadamente:

$$\delta_r = \frac{r_{cmd} l_v}{RE TAS} + \frac{r_{error} K_P I_z}{RP \bar{q} S_w b}. \quad (3.14)$$

Logo, a expressão (3.14) também é importante para esta tese, por permitir determinar a deflexão do rudder (δ_r), a partir do *Yaw Rate Cmd* (r_{cmd}). Deste modo, tal como realizado para a lei de controlo do aileron, irá validar-se a expressão (3.14) na Subsecção 3.2.2 .

3.2.2 Validação da Lei de Controlo do Rudder

Nesta subsecção é apresentada a validação da lei de controlo do rudder (ver expressão (3.14)), através do mesmo raciocínio aplicado, para validar a lei de controlo dos ailerons, na Subsecção 3.1.2. Desta maneira, é apresentado na Figura 3.15 o modelo computacional da lei de controlo do rudder, em Simulink.

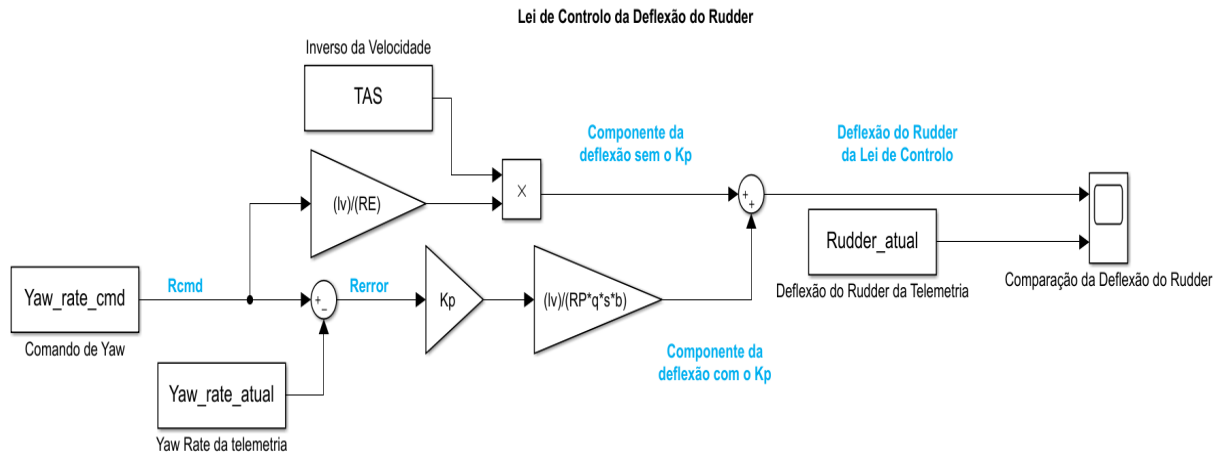


Figura 3.15: Modelo em Simulink da Lei de Controlo do Rudder.

A estrutura anterior é similar à estrutura do ciclo *Yaw Control* do *Yaw Control Loop* da Figura 3.14. A entrada do modelo é o *Yaw Rate Cmd* (r_{cmd}), a realimentação é o *Yaw Rate* (r) verdadeiro, descrita pelo bloco “*Yaw rate atual*”, e a saída é a deflexão do rudder (δ_r), determinada pela lei de controlo. Os restantes blocos são os parâmetros da aeronave e o ganho da lei de controlo do rudder, apresentados na Subsecção 3.2.1.

Por conseguinte, realizou-se uma simulação de voo no PCC e introduziram-se comandos de *Bank Angle* (na janela *Command Loops* da Figura 2.19) semelhantes aos utilizados para validar a lei de controlo dos ailerons. Desta forma, recolheu-se da telemetria o *Yaw Rate Cmd* (r_{cmd}), o *Yaw Rate* (r) verdadeiro e a deflexão do rudder (δ_r). Note-se que a entrada da lei de controlo do rudder, na Figura 3.14, é o *Yaw Rate Cmd* (r_{cmd}), e não o *Roll Cmd* (ϕ_{cmd}). Porém, o PCC não tem a capacidade de enviar, directamente, comandos de *Yaw Rate*. Desta forma, introduziram-se comandos de *Roll*, uma vez que irão provocar um ângulo de derrapagem (β) à aeronave, e, conseqüentemente, um *Yaw Rate Cmd* (ver expressão (3.10)),

levando necessariamente à deflexão do rudder, de modo a garantir que a volta é realizada de forma coordenada ($\beta = 0$).

Assim, através da telemetria, foi registado um conjunto de amostras para diferentes situações, por forma a serem obtidos os dados, que possibilitam a verificação da lei de controlo do rudder no modelo computacional. Similarmente à validação da lei de controlo dos ailerons, o processo de validação da lei de controlo do rudder foi realizado em duas fases.

Em primeiro lugar, simplificou-se a expressão (3.14), para ($K_P = 0$):

$$\delta_r = \frac{r_{cmd} l_v}{RE TAS}, \quad (3.15)$$

a qual é uma equação linear e proporcional. Neste sentido, através do MMQ, estimou-se qual o valor de *Rudder Effect* (RE), que relaciona o *Yaw Rate Cmd* (r_{cmd}) com a deflexão do rudder (δ_r) (para dados registados com valores diferentes de *Rudder Effect* (RE)). Os resultados obtidos encontram-se apresentados na tabela seguinte:

RE Real	RE Estimado pelo MMQ
0.25	0.252
0.5	0.501
0.75	0.753
1	1.02

Tabela 3.7: RE Estimados pelo MMQ para a Lei de Controlo do Rudder com ($K_P = 0$).

Os valores do *Rudder Effect* (RE) estimados (segunda coluna da Tabela 3.7) são aproximadamente iguais aos valores implementados no PCC.

Por conseguinte, obteve-se o RMSE entre as deflexões do rudder registadas e as determinadas.

RE	RMSE (graus)
0.25	0.0171
0.5	0.0151
0.75	0.0131
1	0.0109

Tabela 3.8: RMSE entre as Deflexões do Rudder Verdadeiras e as Estimadas para ($K_P = 0$).

Os valores de RMSE obtidos são praticamente nulos, uma vez que, para a pior situação ($RE = 0.25$), o RMSE é de 0.0171 graus.

Desta forma, dada a proximidade dos resultados, irá apresentar-se apenas graficamente a situação dos piores resultados.

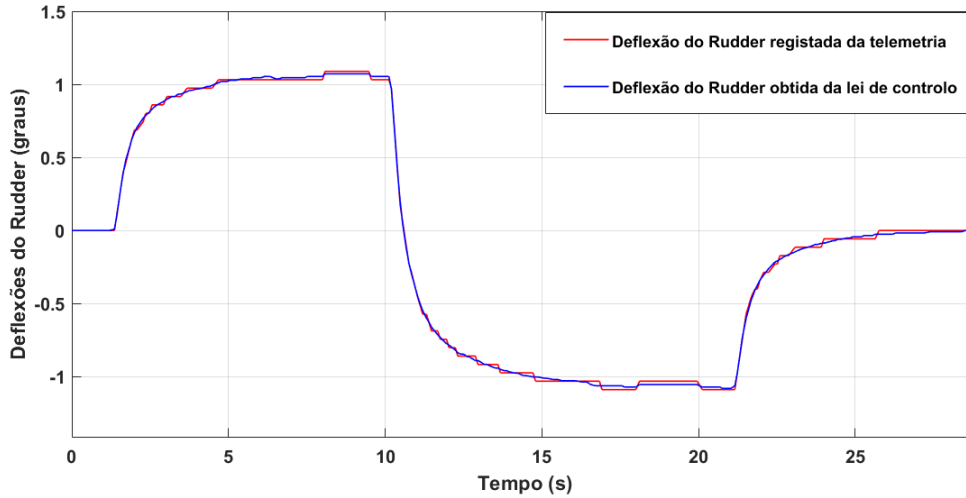


Figura 3.16: Deflexão do Rudder para ($K_P = 0$) e ($RE = 0.25$).

No gráfico anterior, a linha vermelha corresponde à deflexão do rudder registada, pela telemetria, e a linha azul à deflexão determinada, pelo modelo Simunlink da Figura 3.15, com ($K_P = 0$ e $RE = 0.25$). Pela informação do gráfico, pode concluir-se que existe um bom seguimento, ao longo do tempo, validando-se assim a lei de controlo do rudder para ($K_P = 0$).

Por fim, numa segunda fase, validou-se a contribuição da componente do ganho K_P para a deflexão total do rudder, dada por:

$$\delta_{r_{K_P}} = \frac{r_{error} K_P I_z}{R P \bar{q} S_w b}. \quad (3.16)$$

Dada a natureza linear e proporcional da expressão, voltou-se a utilizar o MMQ, por forma a estimar o ganho K_P . Assim, para as amostras de dados recolhidas do simulador de voo, registadas com diferentes valores de K_P e RE , estimaram-se os seguintes valores do ganho K_P (através do MMQ):

RE=0.5	
K_P Real	K_P Estimado pelo MMQ
0.5	0.51
1	0.99
1.5	1.52
RE=1	
K_P Real	K_P Estimado pelo MMQ
0.5	0.49
1	1.03
1.5	1.53

Tabela 3.9: Ganhos Estimados pelo MMQ para a Lei de Controlo do Rudder com ($K_P \neq 0$).

Novamente, os ganhos estimados, pelo MMQ, são semelhantes aos implementados no piloto automático.

Finalmente, a Tabela 3.10 apresenta o RMSE obtido entre as amostras da deflexão do rudder registadas, pela telemetria, e as determinadas, com base no modelo Simulink da Figura 3.15.

RE=0.5	
K_P	RMSE (graus)
0.5	0.0130
1	0.0123
1.5	0.0135
RE=1	
K_P	RMSE (graus)
0.5	0.0158
1	0.0152
1.5	0.0131

Tabela 3.10: RMSE entre as Deflexões do Rudder Verdadeiras e as Estimadas para ($K_P \neq 0$).

A segunda coluna ilustra os valores do RMSE determinados para cada situação. Deste modo, observa-se que os valores obtidos são próximos de zero, sendo um indicador de bom seguimento.

Por conseguinte, a Figura 3.17 comprova esse resultado, mesmo para a situação com maior valor de RMSE da Tabela 3.10.

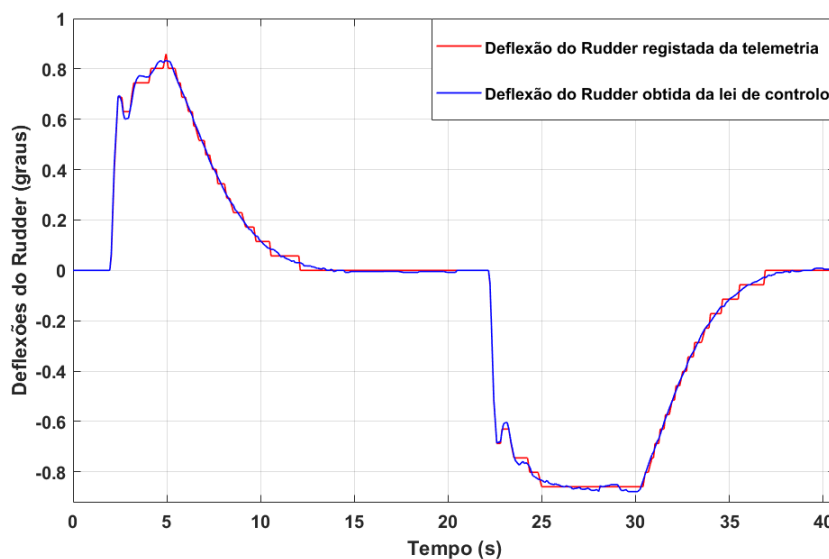


Figura 3.17: Deflexão do Rudder para ($K_P = 0.5$) e ($RE = 1$).

Assim, conclui-se que a lei de controlo do rudder, apresentada na tese da referência [28], é válida.

Por último, registaram-se as deflexões do rudder, para o mesmo ensaio em voo referido, anteriormente, e compararam-se, graficamente, com as determinadas pela lei de controlo do rudder, para a mesma situação. O valor de K_P e RE implementados no piloto automático, do UAV Alfa 07 (ver Figura 3.12), é de 1 e 0.2, respectivamente.

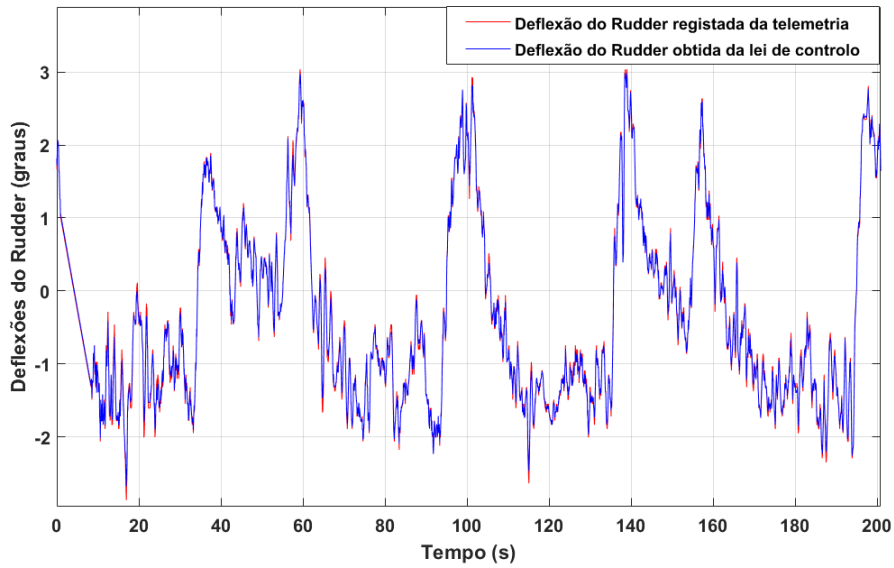


Figura 3.18: Deflexão do Rudder para os dados no Ensaio em Voo.

No gráfico da Figura 3.18 é perceptível um bom seguimento da deflexão estimada, relativamente à verdadeira. O valor do RMSE, entre as duas deflexões, é de 0.0454 graus.

Concluindo, através dos resultados obtidos, tanto em simulação como em voo real, validou-se a lei de controlo do rudder, apresentada na tese da referência [28].

Em suma, neste capítulo apresentaram-se e validaram-se as leis de controlo da dinâmica lateral implementadas no Piccolo. Note-se ainda que, tendo por base as leis de controlo propostas em [28], foi possível validar a estrutura interna do Piccolo que, até ao momento, não era conhecida pelo CIAFA. Posto isto, no capítulo seguinte, serão determinados os modelos da dinâmica lateral do UAV Alfa 07, permitindo numa fase futura deste trabalho, desenvolver computacionalmente a estrutura de controlo lateral do Piccolo (ver Figura 2.18). Esta estrutura computacional simulará a dinâmica lateral da aeronave, sobre a qual será implementado o método de ajuste dos ganhos.

4

Estimação e Validação dos Modelos Laterais do UAV ANTEX-X02 Alfa 07 em Simulação

Após se validar as leis de controlo do Piccolo no Capítulo 3 e tendo em consideração o esquema da Figura 2.18, este capítulo enquadra-se na seguinte fase da estrutura do Piccolo (cor azul):

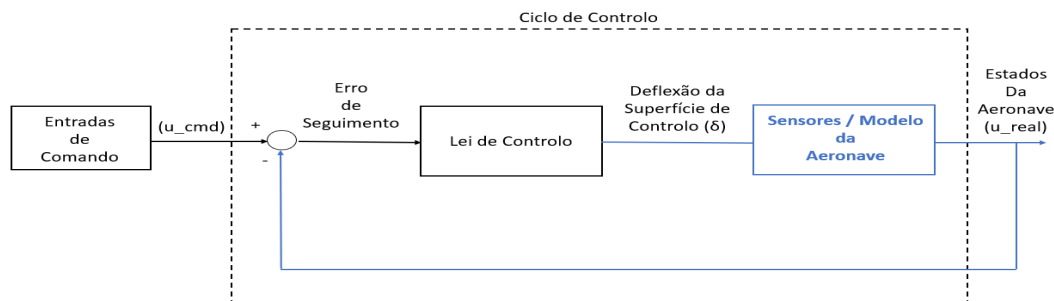


Figura 4.1: Esquema da Estrutura de Controlo do Piccolo para Estimar os Modelos da Aeronave.

Deste modo, neste capítulo serão estimados e validados os modelos da dinâmica lateral do Alfa 07 simulado, os quais serão utilizados numa fase final desta tese, para ajustar os ganhos da estrutura, considerando o sistema completo em malha-fechada. Para isso, inicialmente na Secção 4.1 será apresentada a estratégia adoptada. De seguida, a Secção 4.2 ilustra os modelos estimados e a validação formal dos mesmos. Por último, na Secção 4.3, irá aplicar-se o método de ajuste dos ganhos no modelo desenvolvido em Simulink, considerando o sistema completo (lei de controlo e modelo da dinâmica).

4.1 Metodologia para a Estimação e Validação dos Modelos Laterais

Nesta secção será apresentada a estratégia adoptada, de modo a estimar os modelos, que relacionam a deflexão dos ailerons (δ_a) e a deflexão do rudder (δ_r), com os estados do ângulo de rolamento (ϕ), da velocidade de pranchamento (p), da razão de guinada (r) e do ângulo de derrapagem (β). Para isso, foram equacionadas duas abordagens distintas.

A primeira abordagem tem por base os conceitos de controlo de voo (ver [5]). Assim, através da representação em espaço de estados, é possível determinar as FT da dinâmica lateral da aeronave. Porém, esta abordagem requer o conhecimento da matriz da dinâmica (A) e da matriz das entradas (B), e, consequentemente, das derivadas de estabilidade da aeronave. No entanto, no CIAFA, a única aeronave cujas derivadas de estabilidade são conhecidas é o ANTEX-X03 M00 (ver [18] e [13]), que se encontra, no momento, inoperativo por fadiga do seu material. Por outro lado, a validação em voo, proposta como objectivo desta dissertação, seria bastante condicionada, dada a sua dimensão e o seu peso, que implicam maiores restrições/condicionantes à sua operação. Desta forma, considerou-se outra abordagem à situação.

A segunda abordagem consiste em determinar os modelos laterais da aeronave, com base na ferramenta

System Identification, do MATLAB[®]. Para tal, são exploradas as funcionalidades do PCC, pois este permite enviar directamente comandos de deflexão das superfícies de controlo. Por sua vez, estes *inputs* de aileron e de rudder irão provocar alterações nos estados laterais da aeronave. Assim, através das ferramentas de estimação incluídas no *System Identification*, irão estimar-se os modelos entre as deflexões das superfícies de controlo (*inputs*) e os estados laterais (*outputs*).

Como referido na Secção 2.2, o *System Identification* é um método de identificação de sistemas e, como tal, requer o conhecimento prévio do sistema. Deste modo, recorreram-se aos modelos propostos por Randal Beard e do Timothy McLain (ver [7]), apresentados nesta dissertação na Secção 2.3, como *A priori knowledge Planned use of the model*. Assim, ter-se-ão em conta as expressões (2.13), (2.14), (2.16) e (2.17).

Posto isto, assumiu-se a segunda abordagem para a estimação dos modelos laterais. A aeronave utilizada é o ANTEX-X02 Alfa 07, do CIAFA, uma vez que se encontra operacional e as suas dimensões permitem maior liberdade nos ensaios em voo.

Desta forma, numa primeira fase, introduziram-se *inputs* de deflexão dos ailerons (δ_a), na janela *Surface Calibration* do PCC, apresentada na Figura 4.2, e registaram-se as amostras de dados, relativas ao estado da aeronave (atitude, velocidades angulares, velocidade ar).

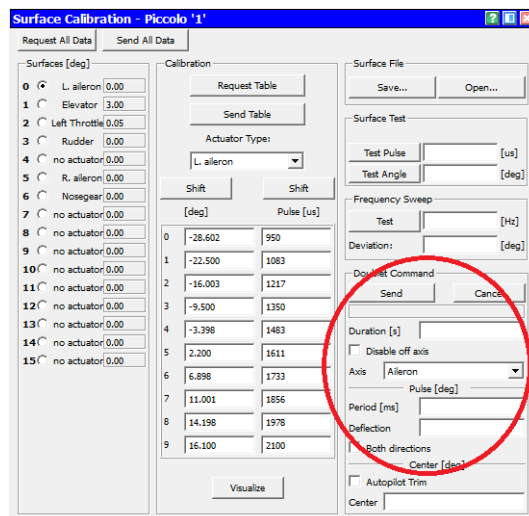


Figura 4.2: Janela do *Surface Calibration*.

Na Figura 4.2, o espaço reservado para introduzir comandos das superfícies de controlo encontra-se rodeado pelo círculo a vermelho. Neste espaço o operador tem a capacidade de definir a superfície de controlo que pretende deflectir, a amplitude do *input* e a duração do mesmo. Para além disso, na *Check Box (Both Directions)*, é possível escolher se o *input* é em ambas as direcções, ou não. Logo, no *display* da Figura 4.2, introduziram-se *inputs* de deflexão dos ailerons em ambas as direcções.

As amplitudes dos sinais foram definidas, tendo em consideração o intervalo de valores, que estas

assumem durante a operação normal da aeronave. Por conseguinte, introduziram-se *inputs* de deflexão dos ailerons, no intervalo de amplitudes entre 0.5 e 2.5 graus. Além do mais, o tempo de pulso dos sinais variou entre 0.75 segundos e 3 segundos, conforme a amplitude do *input*. Isto porque, para *inputs* de elevada amplitude, o tempo de pulso tem de ser reduzido, e vice-versa. Este equilíbrio, é necessário, uma vez que durante os *inputs* dos actuadores, a estrutura de controlo do Piccolo encontra-se em malha-aberta. O facto de a estrutura se apresentar em malha-aberta, durante o impulso, significa que o piloto automático não actua, de modo a controlar a aeronave, deixando de respeitar as saturações do sistema. Desta maneira, a escolha dos *inputs* tem de ser cuidada, caso contrário, pode levar a situações de risco da aeronave.

Relativamente ao registo dos dados, para a estimação do modelo entre a deflexão do rudder (δ_r) e o ângulo de derrapagem (β), foram introduzidos *inputs* de *Bank Angle*, através do *display Command Loops* (ver Figura 2.19). Deste modo, não se introduziram *inputs* de deflexão do rudder (δ_r), uma vez que, para *inputs* das superfícies de controlo no *Surface Calibration*, a estrutura do Piccolo está em malha-aberta, sendo o comando da razão de guinada nulo nesse intervalo. Além disso, a telemetria da aeronave não regista o ângulo de derrapagem (β). Devido a estes factos, não é possível determinar o ângulo de derrapagem da aeronave, quando introduzidos *inputs* de *rudder*, na janela do *Surface Calibration*, recorrendo-se assim, a *inputs* de *Bank Angle*.

Tendo registado as amostras dos respectivos dados, o próximo passo consiste em mapear os modelos no *System Identification*, através do método *transfer function estimation* ($t_{f_{est}}$) (ver [25]), entre as superfícies de controlo e os estados laterais da aeronave, com base nas estruturas apresentadas. Desta forma, a Figura 4.3 apresenta um exemplo do *display* do *System Identification*, quando usado para mapear o modelo da dinâmica, entre as deflexões dos ailerons (δ_a) e o estado da velocidade de pranchamento (p).

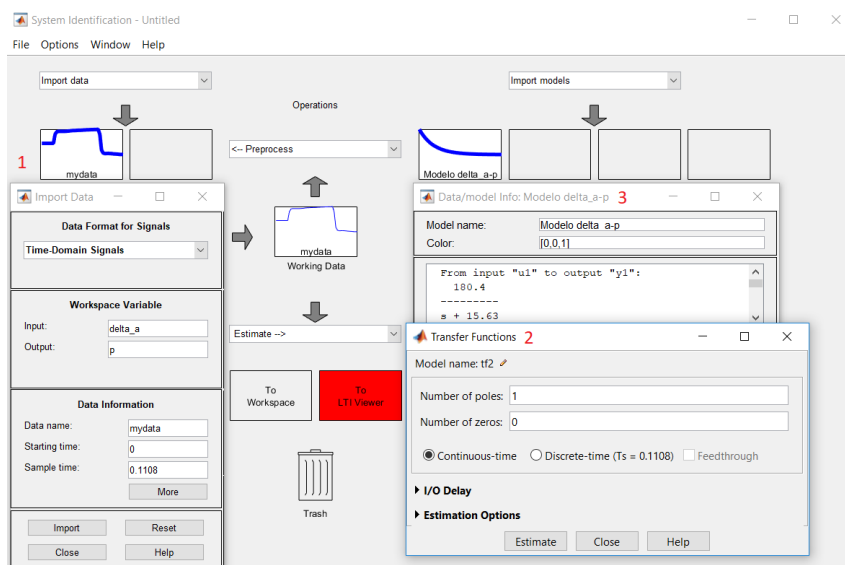


Figura 4.3: *Display* do *System Identification*.

No *display* da Figura 4.3, e para o exemplo em causa, o primeiro ponto corresponde a definir o *input* do sistema (δ_a), o *output* (p) e a taxa de telemetria (*Sample time*), que na situação em causa correspondia a uma frequência de amostragem de aproximadamente 10 Hz. No segundo ponto, selecciona-se o tipo de modelo a estimar, que, neste caso, é descrito pela FT dada pela equação (2.13) (com um pólo). Por último, no terceiro ponto, é apresentada a FT determinada pelo *System Identification*. Para além disso, esta ferramenta permite comparar, graficamente, a saída verdadeira do sistema com a saída determinada pelo modelo estimado. O gráfico seguinte apresenta um exemplo da comparação entre o estado verdadeiro e o estado estimado da velocidade de pranchamento, para um *input* de δ_a , usando dados registados da telemetria de um voo simulado, nomeadamente:

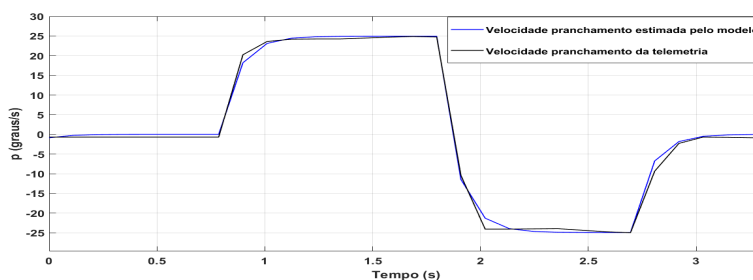


Figura 4.4: Exemplo de Comparação entre o Estado Verdadeiro e o Estado Estimado, da Velocidade de Pranchamento (p), considerando a mesma Entrada δ_a , obtida da Telemetria do Simulador de Voo.

No gráfico da Figura 4.4, é perceptível que o estado determinado pelo modelo segue o estado verdadeiro da aeronave. Por forma a quantificar o seguimento, o *System Identification* determina, automaticamente, o *Mean Square Error* (MSE), que corresponde ao quadrado do RMSE, entre o estado verdadeiro e o estado estimado.

Posto isto, este procedimento foi realizado para cada amostra de dados registada (considerando diferentes condições de voo), estimando-se um modelo de $(\delta_a \rightarrow p)$, $(\delta_a \rightarrow \phi)$ e $(\delta_r \rightarrow \beta)$, para cada situação. Finalmente, o modelo estimado, para cada dinâmica da aeronave, é obtido fazendo a média de todos os modelos estimados, para a mesma dinâmica. Por último, note-se que, o modelo entre a deflexão dos ailerons e o estado da razão de guinada ($\delta_a \rightarrow r$) não será estimado, dado se conhecerem os parâmetros que relacionam este estado com o estado do ângulo de rolamento (ver 2.16 e [7]).

Assim, após estimados os modelos, irá realizar-se uma validação formal dos mesmos. Desta maneira, desenvolveu-se, em Simulink, um modelo fechado da dinâmica lateral do UAV Alfa 07 simulado. De seguida, calculou-se o RMSE entre os estados laterais determinados pelos modelos e os estados laterais registados pela telemetria, para o plano de voo (ver Figura 3.5). Note-se que as amostras de dados foram registadas, em simulação, com e sem vento, por forma a verificar se os modelos são robustos ao mesmo.

Concluindo, ao longo desta secção apresentou-se a metodologia utilizada para estimar e verificar os modelos da dinâmica lateral do Alfa 07. A secção seguinte irá apresentar os resultados obtidos em simulação e as devidas conclusões.

4.2 Modelos Laterais do UAV ANTEX-X02 Alfa 07 Estimados com os Dados de Simulação

Esta secção apresentará os modelos laterais estimados, com as amostras registadas em simulação, e a validação dos mesmos. Primeiramente, na Subsecção 4.2.1 irão apresentar-se os modelos estimados da dinâmica influenciada pela deflexão dos ailerons, ou seja, $(\delta_a \rightarrow p)$ e $(p \rightarrow \phi)$. Depois, a Subsecção 4.2.2 ilustrará o modelo entre a deflexão do rudder e o ângulo de derrapagem $(\delta_r \rightarrow \beta)$.

4.2.1 Modelo da Velocidade de Pranchamento e do Ângulo de Rolamento da Aeronave Simulada

A Tabela 4.1 apresenta as FT estimadas entre a deflexão dos ailerons (δ_a) e a velocidade de pranchamento (p) , bem como, o valor do seu ganho estático e da frequência de corte, para as diferentes amostras de dados (recolhidas em simulação), nomeadamente:

Duração pulso(s)	$\frac{p(s)}{\delta_a(s)}$	Ganho Estático (dB)	Frequência Corte(Hz)
Amplitude do Impulso = 0.5 graus			
3	$\frac{180.4}{s + 15.63}$	11.54	2.48
2.5	$\frac{238.8}{s + 20.28}$	11.77	3.22
2	$\frac{420.3}{s + 37.7}$	11.14	6
Amplitude do Impulso = 0.75 graus			
2.5	$\frac{200.5}{s + 16.64}$	12.05	2.64
2	$\frac{285.7}{s + 23.38}$	12.21	3.72
1.75	$\frac{207.4}{s + 17.51}$	11.85	2.78
Amplitude do Impulso = 1 graus			
2.5	$\frac{240}{s + 19.55}$	12.27	3.11
2	$\frac{327.4}{s + 27.31}$	12	4.34
1.5	$\frac{364.5}{s + 30.9}$	11.8	4.9
Amplitude do Impulso = 1.5 graus			
2	$\frac{139.9}{s + 11.64}$	12	1.85
1.75	$\frac{221.2}{s + 18.9}$	11.7	3
1.5	$\frac{343.3}{s + 29.66}$	11.6	4.72
Amplitude do Impulso = 2 graus			
1.5	$\frac{219}{s + 19.5}$	11.26	3.1
1.25	$\frac{289}{s + 24.63}$	11.73	3.9
1	$\frac{144.8}{s + 11.65}$	12.42	1.85
Amplitude do Impulso = 2.5 graus			
1.25	$\frac{365.4}{s + 31.4}$	11.76	4.94
1	$\frac{147.9}{s + 12.71}$	11.63	2.02
0.75	$\frac{192.4}{s + 15.8}$	12.17	2.51

Tabela 4.1: FT $(\frac{p(s)}{\delta_a(s)})$ Estimadas pelo *System Identification* com Dados de Simulação.

Numa primeira análise, os modelos da Tabela 4.1 apresentam características semelhantes, uma vez que o ganho estático e a frequência de corte assumem valores muito próximos uns dos outros. Assim, os gráficos das Figuras 4.5 e 4.6 apresentam os valores dos ganhos estáticos e das frequências de corte, ilustrados na Tabela 4.1, em função do tempo de pulso.

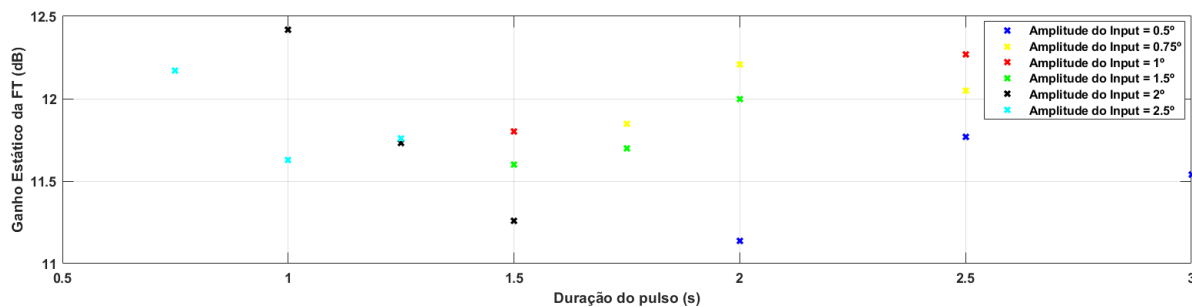


Figura 4.5: Ganhos Estáticos das FT apresentadas na Tabela 4.1.

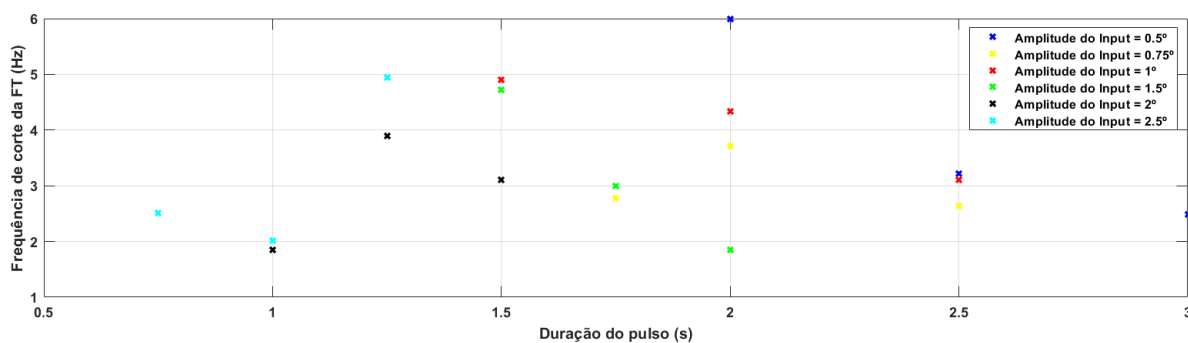


Figura 4.6: Frequências de Corte das FT apresentadas na Tabela 4.1.

Pode-se observar que os valores dos ganhos estáticos e das frequências de corte variam num curto intervalo de valores, independentemente do sinal de entrada. Como referido na Secção 4.1, considerou-se que o valor do ganho estático e da frequência de corte do modelo final, é a média dos valores apresentados, nas Figuras 4.5 e 4.6, respectivamente. Deste modo:

	Média
Ganho Estático (dB)	11.86
Frequência de Corte (Hz)	3.38

Tabela 4.2: Média dos Parâmetros.

Concluindo, uma frequência de corte de 3.38 Hz corresponde a um pólo na seguinte posição:

$$\omega = 3.38 \times 2\pi = -21.23. \quad (4.1)$$

Consequentemente, a FT que tem um pólo na posição anterior e um ganho estático de 11.86 dB, é

dada por:

$$\frac{p(s)}{\delta_a(s)} = \frac{251}{s + 21.23}. \quad (4.2)$$

Logo, a expressão (4.2) apresenta o modelo estimado, em simulação, entre a deflexão dos ailerons (δ_a) e a velocidade de pranchamento (p).

De seguida, irão analisar-se os modelos estimados entre a velocidade de pranchamento (p) e o ângulo de rolamento (ϕ), que serão integrais puros, segundo a referência [7]. Deste modo, a tabela seguinte apresenta os modelos estimados, pelo *System Identification*, e os respectivos parâmetros:

Duração pulso (s)	$\frac{\phi(s)}{p(s)}$	Ganho Estático (dB)	Frequência Corte (Hz)
Amplitude do Impulso = 0.5 graus			
3	$\frac{1.001}{s + 0.02053}$	1.001	0.003
2.5	$\frac{0.979}{s + 6.94 \times 10^{-12}}$	0.979	0
2	$\frac{0.9965}{s + 0.01609}$	0.9965	0.002
Amplitude do Impulso = 0.75 graus			
2.5	$\frac{1.016}{s + 2.422 \times 10^{-11}}$	1.016	0
2	$\frac{1.06}{s + 0.06503}$	1.06	0.01
1.75	$\frac{1.014}{s + 0.06734}$	1.014	0.01
Amplitude do Impulso = 1 grau			
2.5	$\frac{1.031}{s + 0.0418}$	1.031	0.006
2	$\frac{0.997}{s + 0.0244}$	0.997	0.003
1.5	$\frac{1.01}{s + 0.0803}$	1.01	0.013
Amplitude do Impulso = 1.5 graus			
2	$\frac{0.99}{s + 0.00175}$	0.99	0
1.75	$\frac{1.008}{s + 0.0504}$	1.008	0.008
1.5	$\frac{0.9853}{s + 0.0682}$	0.9853	0.011
Amplitude do Impulso = 2 graus			
1.5	$\frac{1.032}{s + 0.02741}$	1.032	0.004
1.25	$\frac{1.029}{s + 0.1203}$	1.029	0.019
1	$\frac{1.093}{s + 0.1927}$	1.093	0.031
Amplitude do Impulso = 2.5 graus			
1.25	$\frac{1.03}{s + 0.095}$	1.03	0.015
1	$\frac{0.978}{s + 0.1491}$	0.978	0.023
0.75	$\frac{1.03}{s + 0.00365}$	1.03	0

Tabela 4.3: FT ($\frac{\phi(s)}{p(s)}$) Estimadas pelo *System Identification* com Dados de Simulação.

da FT entre a deflexão dos ailerons e o estado da velocidade de pranchamento, que tem como saída o estado da velocidade de pranchamento estimado. Este, de seguida, segue para o bloco do integrador, que corresponde à FT entre o estado da velocidade de pranchamento e o estado do ângulo de rolamento, de modo a estimar o ângulo de rolamento. Por fim, os estados estimados são comparados com os estados registados pela telemetria, nos blocos “*Comparação do estado Rolamento*” e “*Comparação do estado Velocidade pranchamento*”.

Deste modo, pretende-se que os valores de RMSE entre os estados estimados e os estados registados pela telemetria sejam reduzidos. A Tabela 4.4 apresenta os valores obtidos de RMSE, para as amostras de dados registadas em simulação, no plano de voo (ver Figura 3.5), nomeadamente:

Condição da Simulação	RMSE do estado ϕ (graus)	RMSE do estado p (graus/s)
Sem Vento	0.134	0.396
Vento - Oeste = 2m/s; Sul = 2m/s	0.217	0.41
Vento - Oeste = 5m/s; Sul = 2m/s	0.167	0.452
Vento - Oeste = 3m/s; Sul = 7m/s	0.2	0.535

Tabela 4.4: RMSE dos Estados Laterais (p) e (ϕ).

Os resultados da Tabela 4.4 mostram que os valores de RMSE são reduzidos, sendo os resultados para o estado do ângulo de rolamento (ϕ), ligeiramente melhores do que os resultados da velocidade de pranchamento (p). Além disso, observa-se que os modelos estimados são robustos ao vento, uma vez que os resultados obtidos para a simulação, com e sem vento, são semelhantes. Os gráficos das Figuras 4.8 a 4.11 apresentam o seguimento de cada estado (considerando os mesmos inputs de δ_a), para a simulação sem vento e com vento ($Oeste = 3m/s; Sul = 7m/s$), respectivamente.

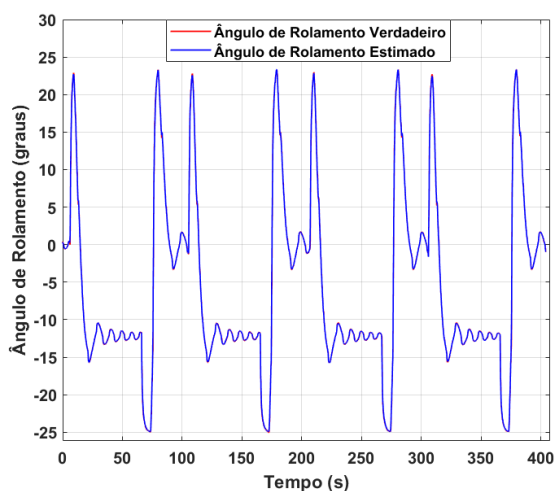


Figura 4.8: Seguimento do Ângulo de Rolamento para a Simulação sem Vento.

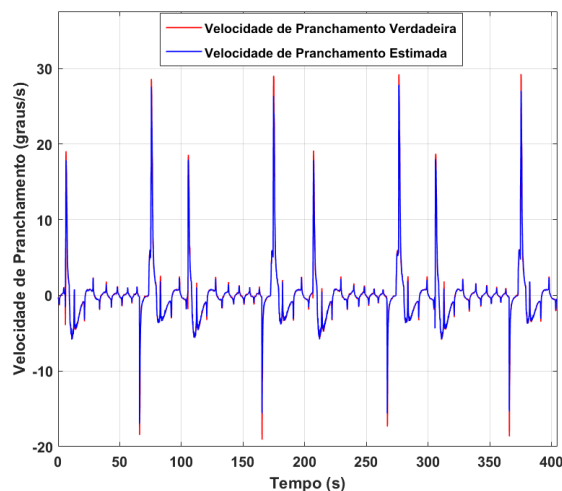


Figura 4.9: Seguimento da Velocidade de Pranchamento para a Simulação sem Vento.

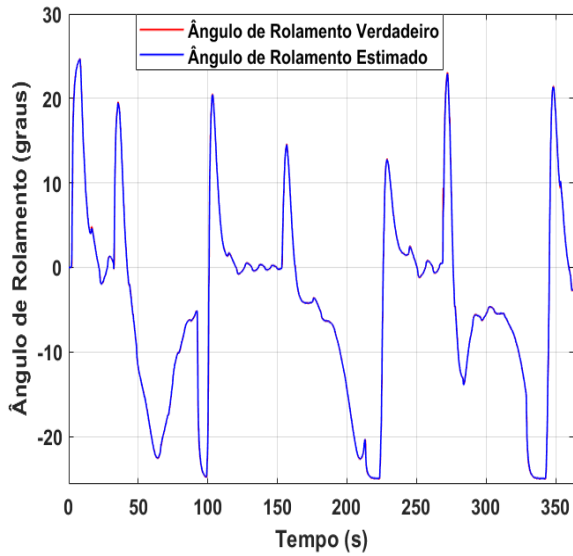


Figura 4.10: Seguimento do Ângulo de Rolamento para a Simulação com Vento de (Oeste = 3 m/s; Sul = 7 m/s).

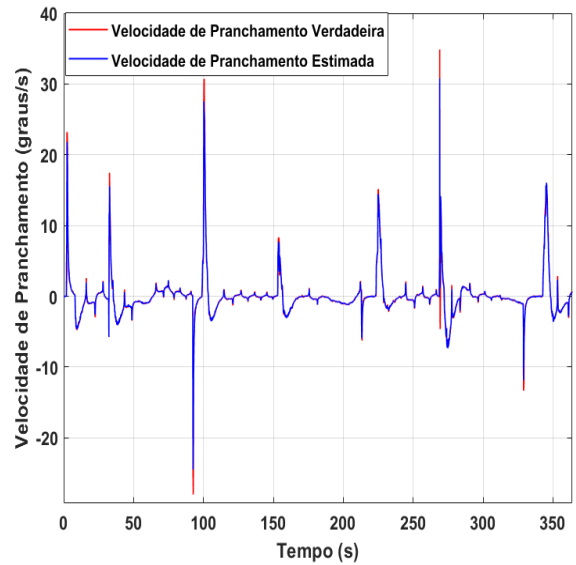


Figura 4.11: Seguimento da Velocidade de Pranchamento para a Simulação com Vento de (Oeste = 3 m/s; Sul = 7 m/s).

Os gráficos das Figuras 4.8 e 4.10, mostram que existe seguimento praticamente coincidente entre o estado (ϕ) registado da telemetria e o estimado pelo modelo implementado em Simulink, considerando o sistema em malha-fechada. Relativamente, aos gráficos dos resultados da velocidade de pranchamento (p), das Figuras 4.9 e 4.11, verifica-se a mesma situação, excepto em situações pontuais, referentes aos picos dos gráficos, havendo um desfasamento nesses momentos. Logo, tendo por base os valores de RMSE, apresentados na Tabela 4.4, e a observação gráfica dos seguimentos, considera-se que os modelos apresentados nas expressões (4.2) e (4.3) traduzem o comportamento dos estados (ϕ) e (p), para a aeronave em simulação.

Concluindo, através deste procedimento, estimaram-se e validaram-se os modelos ($\delta_a \rightarrow p$) e ($p \rightarrow \phi$) do Alfa 07, em simulação.

4.2.2 Modelo do Estado do Ângulo de Derrapagem e da Razão de Guinada da Aeronave Simulada

Dando seguimento à estimação dos modelos laterais da aeronave simulada, a Tabela 4.5 apresenta os modelos estimados, pelo *System Identification*, entre a deflexão do rudder (δ_r) e o estado do ângulo de derrapagem (β), para amostras de dados registadas em simulação, com diferentes *inputs* de *Bank Angle* (ϕ_{cmd}).

Amplitude do <i>Input de Bank</i> (graus)	$\frac{\beta(s)}{\delta_r(s)}$	Ganho Estático (dB)	Frequência Corte (Hz)
Simulação sem vento			
25	$\frac{5.36}{s + 10.84}$	0.494	1.73
20	$\frac{4.504}{s + 9.04}$	0.498	1.44
15	$\frac{4.91}{s + 9.71}$	0.51	1.55
Simulação com vento (<i>Oeste</i> = 4; <i>Sul</i> = 4)			
25	$\frac{5.667}{s + 11.47}$	0.491	1.82
20	$\frac{6.298}{s + 12.67}$	0.497	2.01
15	$\frac{5.77}{s + 11.56}$	0.499	1.84
Simulação com vento (<i>Oeste</i> = 7; <i>Sul</i> = 3)			
25	$\frac{5.08}{s + 10.33}$	0.498	1.64
20	$\frac{5}{s + 10.1}$	0.495	1.61
15	$\frac{4.4}{s + 8.76}$	0.498	1.39

Tabela 4.5: FT ($\frac{\beta(s)}{\delta_r(s)}$) Estimadas pelo *System Identification* com Dados de Simulação.

Na Tabela 4.5 observa-se que as FT estimadas são semelhantes, tendo um ganho estático médio de 0.498 dB e uma frequência de corte média de 1.68 Hz. Desta forma, a FT que respeita os valores médios, é dada por:

$$\frac{\beta(s)}{\delta_r(s)} = \frac{5.26}{s + 10.55}. \quad (4.5)$$

Relativamente ao estado da razão de guinada (r), este é obtido com base na expressão (2.17), substituindo o estado do ângulo de rolamento (ϕ) pela expressão (4.4). Deste modo, o estado da razão de guinada para o Alfa 07 é determinado pela seguinte expressão:

$$\frac{r(s)}{\delta_a(s)} = \frac{g}{U_0} \frac{251}{(s + 21.23) s}, \quad (4.6)$$

onde ($g = 9.81 \text{ m/s}^2$) é a aceleração da gravidade na superfície terrestre e ($U_0 \approx 20 \text{ m/s}$) é o *True Air Speed* em voo cruzeiro do Alfa 07.

Após estimados os modelos, elaborou-se, em Simulink, o diagrama de blocos da Figura 4.12, que tem por base o ciclo do *Yaw Control* da Figura 3.14.

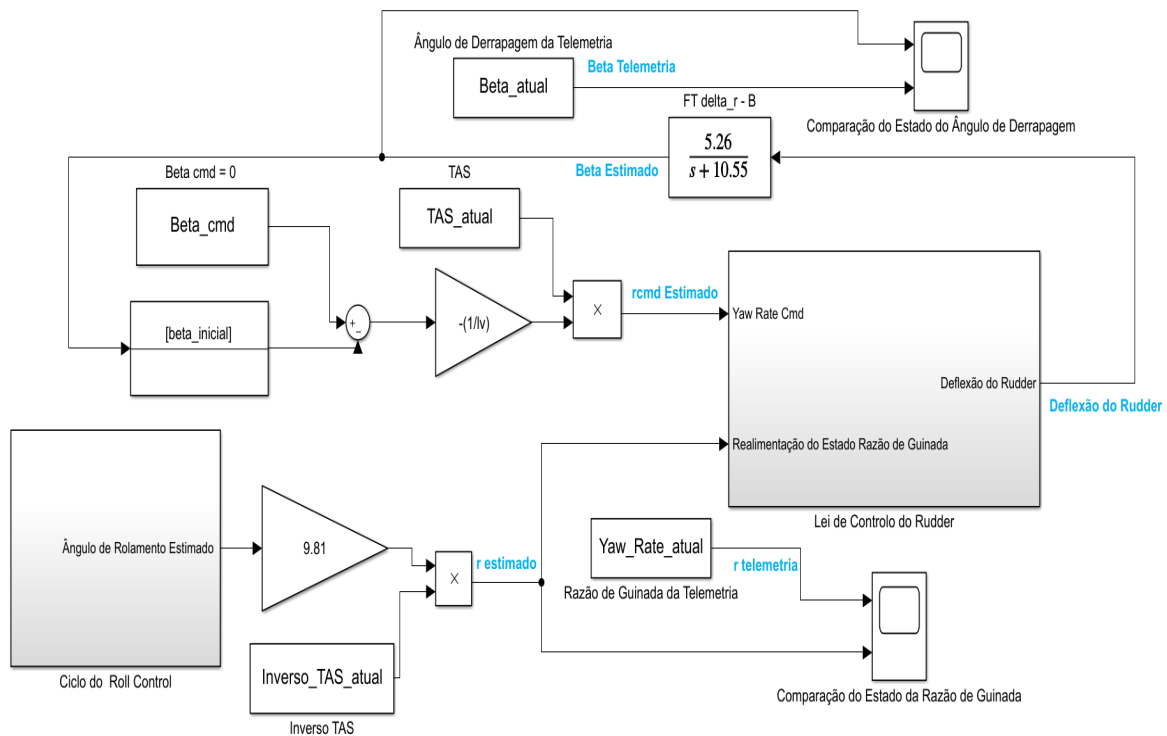


Figura 4.12: Modelo em Simulink do *Yaw Control*.

No modelo, o subsistema “*Ciclo do Roll Control*” corresponde ao modelo do *Roll Control* em Simulink, da Figura 4.7, que tem como saída o estado do ângulo de rolamento estimado (ϕ). O subsistema “*Lei de Controlo do Rudder*” contém o modelo, em Simulink, da lei de controlo do rudder, apresentada na Figura 3.14. Note-se que a lei de controlo da deflexão do rudder é realimentada com o estado da razão de guinada (r). Para além disso, são comparados graficamente os estados verdadeiros e estimados do ângulo de derrapagem e da razão de guinada, nos blocos “*Comparação do Estado do Ângulo de Derrapagem*” e “*Comparação do Estado Razão de Guinada*”, respectivamente. Por último, o bloco “*FT $\delta_r - \beta$* ”, corresponde ao modelo estimado entre a deflexão do rudder (δ_r) e o estado do ângulo de derrapagem (β).

Consequentemente, a tabela seguinte apresenta os valores de RMSE, para as amostras de dados registadas em simulação no plano de voo (ver Figura 3.5):

Condição da Simulação	RMSE do estado β (graus)	RMSE do estado r (graus/s)
Sem Vento	0.0145	0.309
Vento - Oeste = 2m/s ; Sul = 2m/s	0.0166	0.365
Vento - Oeste = 5m/s ; Sul = 2m/s	0.0146	0.278
Vento - Oeste = 3m/s ; Sul = 7m/s	0.0145	0.304

Tabela 4.6: Valores de RMSE dos Estados β e r .

Pela Tabela 4.6 observa-se que o valor do RMSE, entre o estado registado do ângulo de derrapagem (β) e o determinado pelo modelo, assume valores menores que o RMSE entre o estado registado da razão de

guinada (r) e o determinado pela expressão (2.16). Este facto deve-se ao intervalo de valores que estes estados assumem, sendo que o ângulo de derrapagem (β) não assume valores superiores a uma unidade, enquanto que o estado da razão de guinada (r) assume valores de maior ordem. Deste modo, verifica-se um bom seguimento para ambos os estados (considerando os mesmos inputs de δ_r), independentemente do vento como mostram as Figuras 4.13 a 4.16:

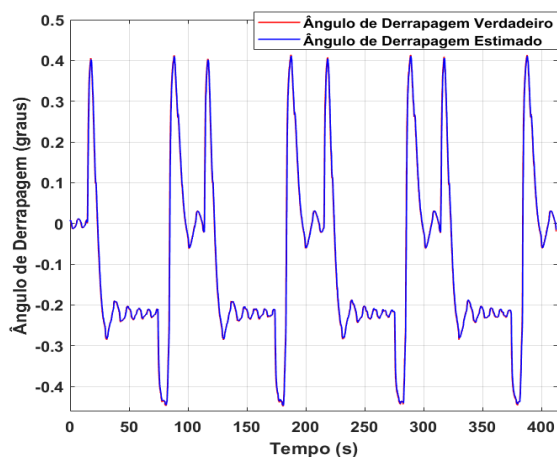


Figura 4.13: Seguimento do Ângulo de Derrapagem para a Simulação sem Vento.

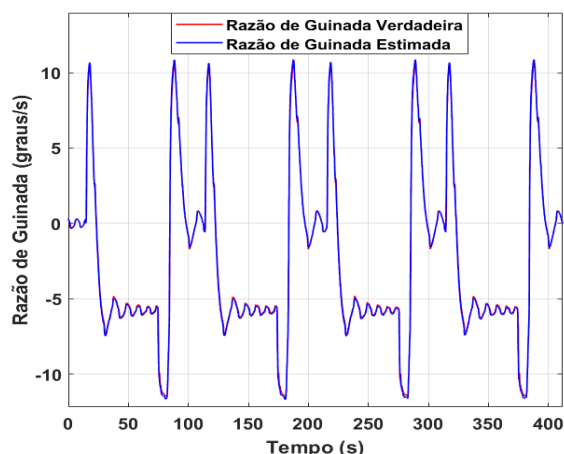


Figura 4.14: Seguimento da Razão de Guinada para a Simulação sem Vento.

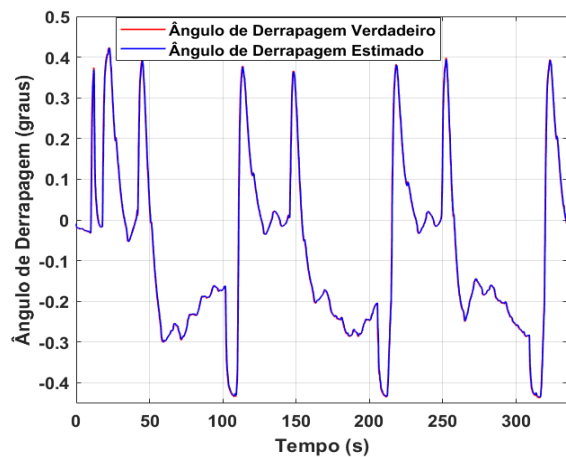


Figura 4.15: Seguimento do Ângulo de Derrapagem para a Simulação com Vento de (*Oeste* = 2 m/s; *Sul* = 2 m/s).

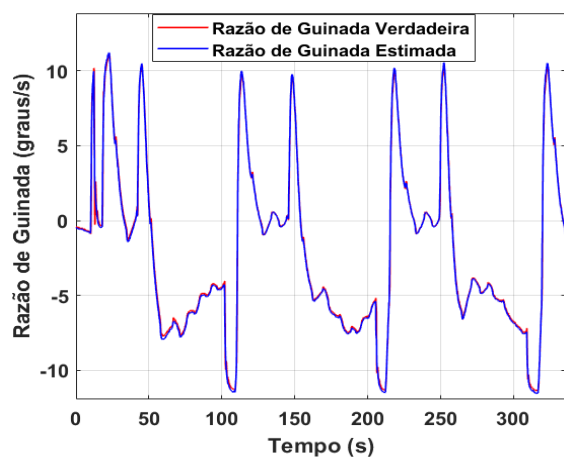


Figura 4.16: Seguimento da Razão de Guinada para a Simulação com Vento de (*Oeste* = 2 m/s; *Sul* = 2 m/s).

Logo, os estados estimados do ângulo de derrapagem (β) e da razão de guinada (r) traduzem o comportamento dos estados da aeronave simulada, validando-se em simulação, as expressões (4.5) e (5.4).

Em suma, ao longo desta secção, estimaram-se e validaram-se os modelos laterais da aeronave, para amostras de dados registadas em simulação. Fazendo um ponto da situação, todas as componentes da

estrutura interna do Piccolo são conhecidas, esquematicamente:

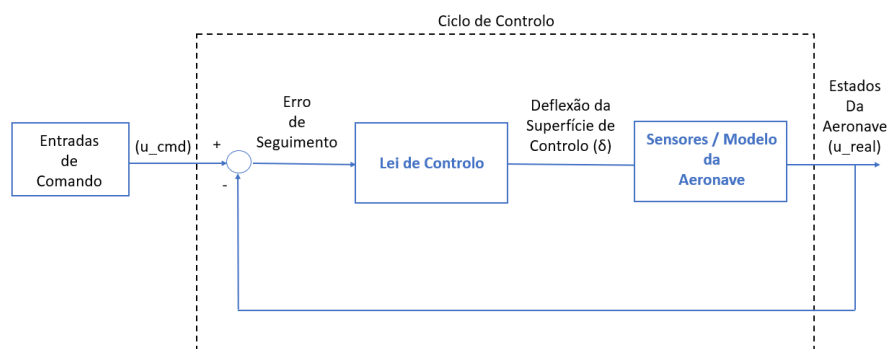


Figura 4.17: Esquema da Estrutura de Controlo do Piccolo Completo.

onde a cor azul representa as componentes já abordadas nesta dissertação.

Assim, com base nas leis de controlo validadas no Capítulo 3 e nos modelos estimados no capítulo em questão, elaborou-se um modelo em malha-fechada, em Simulink, da dinâmica lateral do UAV Alfa 07 simulado, apresentado no Anexo B. Este modelo será utilizado na próxima secção, na aplicação do método de ajuste dos ganhos, de modo a controlar a resposta da aeronave.

4.3 Ajuste dos Ganhos do Modelo Lateral da Aeronave Simulada

Nesta secção, será apresentada a implementação do método de ajuste dos ganhos na estrutura do ciclo *Roll Control*, de modo a melhorar o seguimento do estado do ângulo de rolamento (ϕ), e, conseqüentemente, o *Heading* da aeronave. Numa primeira fase, irá determinar-se qual o comportamento do sistema para uma dada entrada. De seguida, será aplicado o método de ajustes dos ganhos no modelo computacional, interpretando de que forma os ganhos influenciam o comportamento da resposta. Por último, numa fase final desta secção, irá analisar-se se a resposta obtida, com os novos ganhos para o modelo computacional, se verifica na resposta da aeronave simulada.

Como referido no Capítulo 2, depois de estimado o modelo de um sistema, pode-se caracterizar o seu comportamento no tempo, para uma dada entrada, através do tempo de subida (t_r), do tempo estabelecimento (t_s), do tempo pico (t_p) e da sobrelevação (S). Posto isto, introduziu-se um *step* de *Bank Angle* no modelo e analisou-se o comportamento da resposta. Relembrem-se os ganhos da lei de controlo dos ailerons – *Roll err to Roll Rate* (K_{P2}), *Roll Rate err to Aileron* (K_{P3}), *Roll Rate err int to Aileron* (K_I) – e o parâmetro *Aileron Effect* (AE), os quais assumem os seguintes valores *standard* para o Alfa 07 ($K_{P2} = 1$, $K_I = 1$, $K_{P3} = 0$ e $AE = 0.5$).

Assim, para os valores *standard*, o modelo computacional da aeronave apresenta a seguinte resposta:

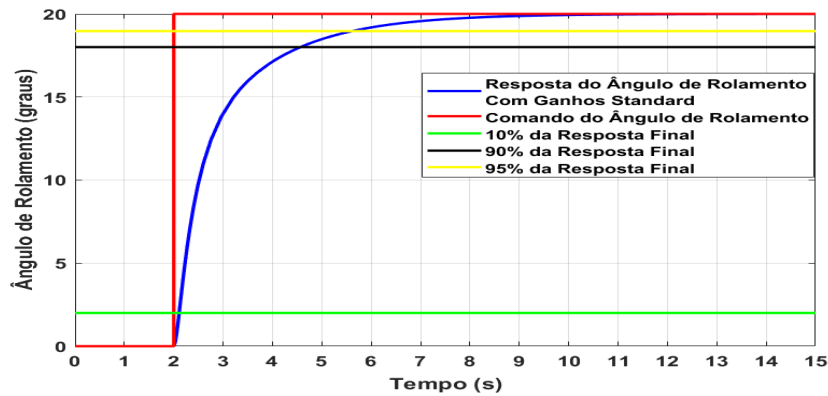


Figura 4.18: Comportamento da Resposta do Modelo Computacional com os Ganhos *Standard*.

Através do gráfico da Figura 4.18, determina-se que o tempo de subida do sistema, período entre a linha verde e a linha preta do gráfico, é de 2.45 segundos, e o tempo de estabelecimento, período desde o *input* ($t = 2$ segundos) à linha amarela, é de 3.67 segundos. Além disso, a resposta do modelo não apresenta sobreelevação, e, conseqüentemente, também não existe tempo de pico. Desta forma, relembando os tipos de respostas apresentados no Capítulo 2, conclui-se que a resposta da Figura 4.18 é sobreamortecida, uma vez que não apresenta sobreelevação. No contexto desta tese, pretende-se que o estado da aeronave convirja o mais rapidamente possível para a referência de controlo, sem apresentar oscilações em torno dessa mesma referência (situação a evitar com a aeronave em voo), isto é, o ajuste dos ganhos deverá ser tal que a resposta da aeronave a uma dada referência seja criticamente amortecida (ver Capítulo 2).

Por conseguinte, tendo por base os métodos apresentados na Secção 2.4, será utilizada a abordagem do *Root Locus*, através da *toolbox Control System Designer* do Simulink. A Figura 4.19 apresenta um exemplo do *display* da ferramenta:

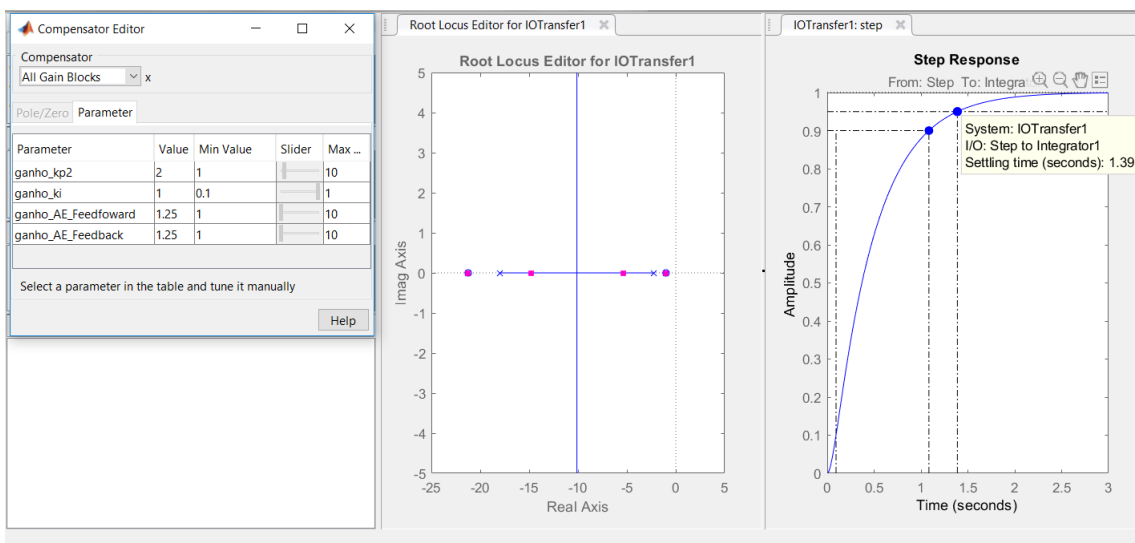


Figura 4.19: *Display* da Ferramenta *Control System Designer*.

Na Figura 4.19, observa-se a existência de três janelas do MATLAB[®]: a *Compensator Editor*; a *Root Locus Editor*; e a *Step Response*. A janela *Compensator Editor* apresenta os ganhos definidos no modelo que se pretendem ajustar. Na janela do *Root Locus*, é ilustrada a posição dos pólos no plano complexo. Por último, a janela *Step Response* mostra a resposta do sistema para um *step* unitário. Desta forma, ao mesmo tempo que se alteram os valores dos ganhos na janela *Compensator Editor*, a posição dos pólos e a resposta do sistema também se alteram. Assim, através da análise simultânea das três janelas, determina-se qual resposta do sistema, para aquele conjunto de ganhos.

Posto isto, determinou-se que para ($K_{P2} = 2$, $K_I = 1$, $K_{P3} = 0$ e $AE = 0.8$) a resposta do modelo da aeronave simulada é criticamente amortecida, apresentando um tempo de subida e de estabelecimento de 0.99 e 1.40 segundos, respectivamente. Note-se que relativamente aos valores *standard*, o valor de K_I e K_{P3} não foram alterados, uma vez que o ganho K_I tem pouca influência na dinâmica da aeronave, e o ganho K_{P3} é zero por defeito, excepto em situações especiais. A Figura 4.20 apresenta o comportamento da resposta computacional para os novos ganhos.

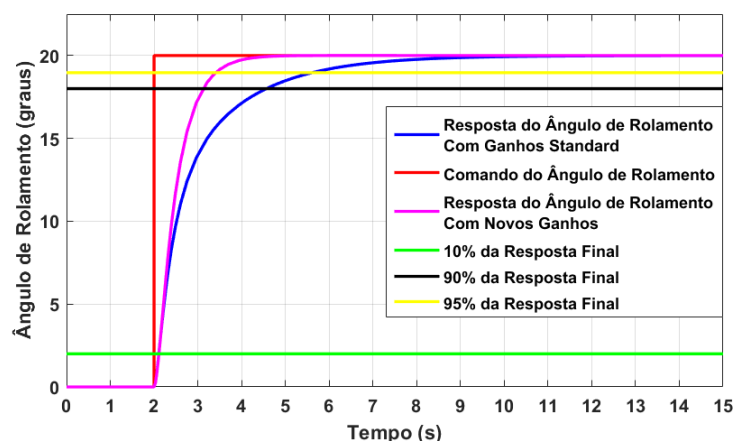


Figura 4.20: Comportamento da Resposta Computacional com os Novos Ganhos.

No gráfico da Figura 4.20, a linha a magenta corresponde à resposta do ângulo de rolamento (ϕ), do modelo computacional implementado em Simulink, para os novos ganhos, e a linha a azul é a resposta com os ganhos *standard*. Tal como esperado, a resposta com os novos ganhos tem um menor tempo de subida e de estabelecimento. Assim, a resposta está próxima de um sistema criticamente amortecido.

De seguida, alterou-se o valor dos ganhos em causa, no simulador de voo, e introduziram-se comandos de *Bank Angle*, registando-se o comportamento da aeronave. Com base nos dados registados, verificou-se o comportamento da resposta da aeronave no simulador de voo e comparou-se, computacionalmente, com a resposta estimada pelo modelo implementado em Simulink. Desta maneira, a Tabela 4.7 apresenta as características da resposta da aeronave simulada e do modelo computacional, para cada conjunto de ganhos.

	Ganhos <i>Standard</i> ($K_{P2} = 1; K_I = 1; K_{P3} = 0; AE = 0.5$)		Ganhos Estimados ($K_{P2} = 2; K_I = 1; K_{P3} = 0; AE = 0.8$)	
	Resposta Computacional	Resposta da Aeronave Simulada	Resposta Computacional	Resposta da Aeronave Simulada
	Tempo Estabelecimento (s)	3.67	3.66	1.40
Tempo Subida (s)	2.45	2.32	0.99	0.9
Sobreelevação (%)	—	—	—	—

Tabela 4.7: Comparação da Resposta da Aeronave Simulada com Modelo Computacional.

A Tabela 4.7 mostra que o tempo de estabelecimento e o tempo de subida da resposta da aeronave simulada e do modelo são aproximadamente iguais, para ambos os conjuntos de ganhos carregados no controlador do piloto automático. Além disso, verifica-se que, para os novos ganhos, a aeronave simulada não apresenta comportamento oscilatório. As Figuras 4.21 e 4.22 apresentam graficamente os resultados da Tabela 4.7.

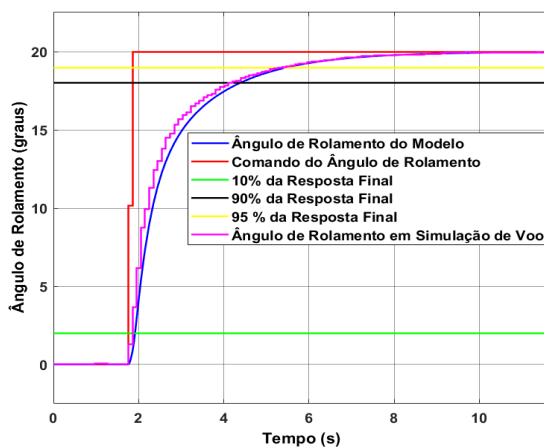


Figura 4.21: Resposta Computacional (azul) e a Obtida em Simulação de Voo (magenta) para os Ganhos *Standard*.

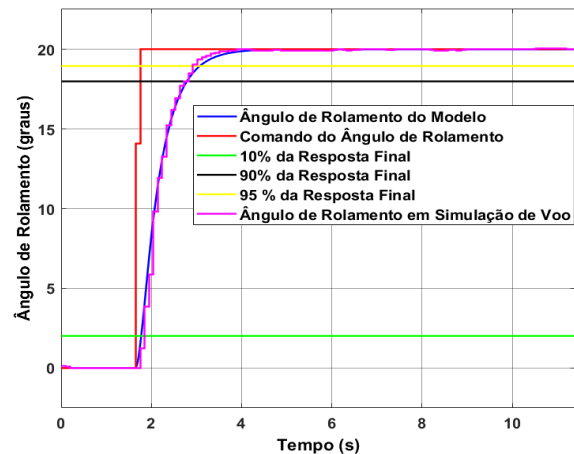


Figura 4.22: Resposta Computacional (azul) e a Obtida em Simulação de Voo (magenta) para os Novos Ganhos.

Nos gráficos anteriores observa-se que as respostas da aeronave simulada (linhas a magenta) coincidem com as respostas estimadas (linhas a azul), para cada conjunto dos ganhos. Assim, com base nos resultados da Tabela 4.7 e das Figuras 4.21 e 4.22, conclui-se que a resposta da aeronave simulada coincide com a resposta estimada, no modelo.

Em suma, ao longo desta secção, implementou-se o método de ajuste dos ganhos na estrutura de controlo lateral do Piccolo. Os ganhos estimados permitiram obter uma resposta do tipo criticamente amortecida, para o modelo computacional e para aeronave simulada. Para além disso, o facto de se verificar uma coerência entre a resposta do modelo e a resposta da aeronave simulada, permite afirmar que a estratégia adoptada, durante este capítulo, teve sucesso. Posto isto, no próximo capítulo irá realizar-se o mesmo raciocínio para a aeronave real.

5

Estimação e Validação dos Modelos Laterais do UAV ANTEX-X02 Alfa 07 em Ensaios em Voo

Neste capítulo será usado o mesmo procedimento do Capítulo 4, porém para a aeronave real. Na Secção 5.1, irão estimar-se e validar-se os modelos do UAV Alfa 07. De seguida, na Secção 5.2, será aplicado o método de ajuste dos ganhos no modelo estimado.

A metodologia utilizada para estimar os modelos laterais da aeronave real será a mesma do Capítulo 4, aplicada nos modelos em simulação. Contudo, não se introduziram *inputs* de deflexão dos ailerons, através da janela *Surface Calibration* do PCC, por questões de segurança da aeronave. Note-se que, introduzir *inputs* de deflexão dos ailerons no *Surface Calibration*, coloca a estrutura de controlo do Piccolo em malha-aberta. Desta forma, para se registar as amostras de dados, que permitem mapear os modelos entre a deflexão dos ailerons (δ_a), a velocidade de pranchamento (p) e o ângulo de rolamento (ϕ), foram introduzidos, manualmente, *inputs* de aileron, no *Remote Control* (ver Figura 5.1) do operador, com a aeronave a voar no modo *fly-by-wire*. O modo *fly-by-wire* é um tipo de voo que permite ao piloto controlar as superfícies de controlo da aeronave, respeitando as saturações da mesma. Assim, conseguiu-se excitar o estado da velocidade de pranchamento e do ângulo de rolamento, mantendo a aeronave em segurança.



Figura 5.1: *Remote Control* do Operador.

Posto isto, irão apresentar-se os modelos estimados e a sua validação, para a aeronave real, segundo a estratégia do Capítulo 4.

5.1 Modelos Laterais do UAV ANTEX-X02 Alfa 07 em Ensaios em Voo

Esta secção apresentará os modelos laterais estimados do Alfa 07, para as amostras de dados recolhidas em ensaios em voo. Tal como no Capítulo 4, primeiramente, serão determinados os modelos cuja entrada

é a deflexão dos ailerons ($\delta_a \rightarrow p$), ($\delta_a \rightarrow \phi$) e, numa segunda fase, o modelo para o qual a entrada é a deflexão do rudder ($\delta_r \rightarrow \beta$). Além disso, por forma a validar os modelos, irão comparar-se os estados estimados com os estados registados (em ensaios em voo).

5.1.1 Modelo da Velocidade de Pranchamento e do Ângulo de Rolamento da Aeronave Real

A Tabela 5.1 apresenta as FT estimadas entre a deflexão dos ailerons (δ_a) e a velocidade de pranchamento (p), para as diferentes amostras de dados (registadas com *inputs* no *Remote Control*).

Amostras de Dados	$\frac{p(s)}{\delta_a(s)}$	Ganho Estático (dB)	Frequência Corte (Hz)
1	$\frac{71.92}{s + 16.78}$	4.3	2.67
2	$\frac{41.22}{s + 8.247}$	4.94	1.41
3	$\frac{129.7}{s + 26.72}$	4.85	4.25
4	$\frac{50.33}{s + 13.28}$	3.8	2.11
5	$\frac{75.71}{s + 15.7}$	4.82	2.5
6	$\frac{109.5}{s + 15.18}$	7.21	2.42
7	$\frac{39.8}{s + 8.03}$	4.95	1.3
8	$\frac{82.2}{s + 13.45}$	6.11	2.14
9	$\frac{131.5}{s + 20}$	6.57	3.28
10	$\frac{49.04}{s + 8.21}$	5.97	1.31

Tabela 5.1: FT ($\frac{p(s)}{\delta_a(s)}$) Estimadas pelo *System Identification* com Dados de Ensaios em Voo.

Com base nas FT apresentadas e através da média dos valores do ganho estático e da frequência de corte determinou-se o modelo ($\delta_a \rightarrow p$), da aeronave real. Deste modo:

$$\frac{p(s)}{\delta_a(s)} = \frac{78.38}{s + 14.51}. \quad (5.1)$$

Note-se que, o modelo da aeronave real é diferente do modelo obtido em simulação (descrito na expressão (4.2)).

Consequentemente, a Tabela 5.2 apresenta as FT estimadas entre a velocidade de pranchamento (p) e o ângulo de rolamento (ϕ).

Amostras de Dados	$\frac{\phi(s)}{p(s)}$	Ganho Estático do Integrador (dB)	Frequência Corte (Hz)
1	$\frac{0.97}{s + 0.005}$	0.97	0
2	$\frac{1.07}{s + 0.012}$	1.07	0.002
3	$\frac{0.94}{s + 1.93 \times 10^{-10}}$	0.94	0
4	$\frac{1.04}{s + 0.026}$	1.04	0.004
5	$\frac{1}{s + 0.034}$	1	0.005
6	$\frac{0.964}{s + 5.68 \times 10^{-11}}$	0.964	0
7	$\frac{1.011}{s + 0.065}$	1.011	0.01
8	$\frac{0.966}{s + 0.035}$	0.966	0.005
9	$\frac{1}{s + 4.876 \times 10^{-9}}$	1	0
10	$\frac{1.01}{s + 0.019}$	1.01	0.003

Tabela 5.2: FT ($\frac{\phi(s)}{p(s)}$) Estimadas pelo *System Identification* com Dados de Ensaio em Voo.

Na tabela 5.2, pode-se observar que as frequências de corte das FT são zero e os valores do ganho estático são, aproximadamente, iguais a uma unidade. Desta maneira, tal como obtido em simulação, o modelo estimado entre a velocidade de pranchamento (p) e o ângulo de rolamento (ϕ) é um integral puro ($1/s$). Assim, o modelo da aeronave real entre a deflexão dos ailerons (δ_a) e o ângulo de rolamento (ϕ) é dado por:

$$\frac{\phi(s)}{\delta_a(s)} = \frac{78.38}{(s + 14.51) s}, \quad (5.2)$$

o qual é diferente do obtido para a aeronave simulada (ver (4.4)). O modelo da expressão (5.2) tem um ganho estático e uma frequência de corte de 5.4 dB e 2.3 Hz, respectivamente. Relembrando o modelo do UAV Aerosonde (ver expressão (2.18)), verifica-se que o modelo estimado do Alfa 07 (ver expressão (5.2)) é semelhante, sendo este facto um bom indicador de que o modelo estimado está próximo da aeronave real.

Posto isto, no modelo em Simulink do *Roll Control* da Figura 4.7, substitui-se a FT do bloco “FT

entre $\Delta_a - p$ ” pela expressão (5.1), de modo a validar os modelos estimados da aeronave real.

Por conseguinte, verificou-se o desempenho dos modelos determinados, para as amostras de dados registadas em ensaios em voo, no o plano de voo em estudo. Os gráficos das Figuras 5.2 e 5.3 apresentam os seguimentos obtidos, para o estado do ângulo de rolamento (ϕ) e para o estado da velocidade de pranchamento (p), respectivamente, considerando o sistema em malha-fechada:

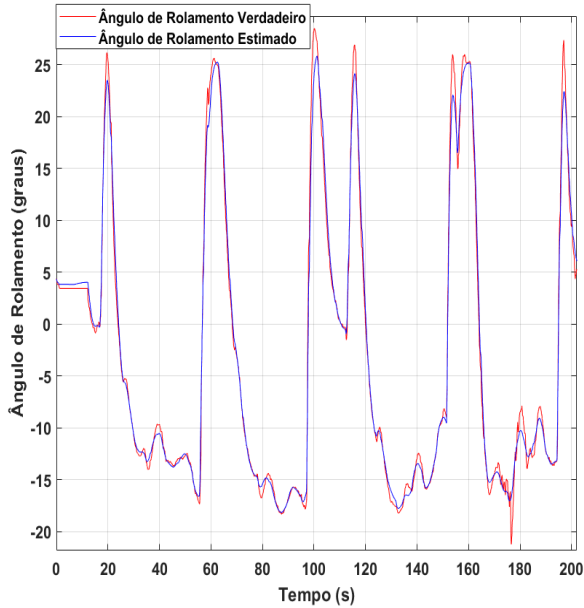


Figura 5.2: Seguimento do Ângulo de Rolamento para os Dados dos Ensaios em Voo.

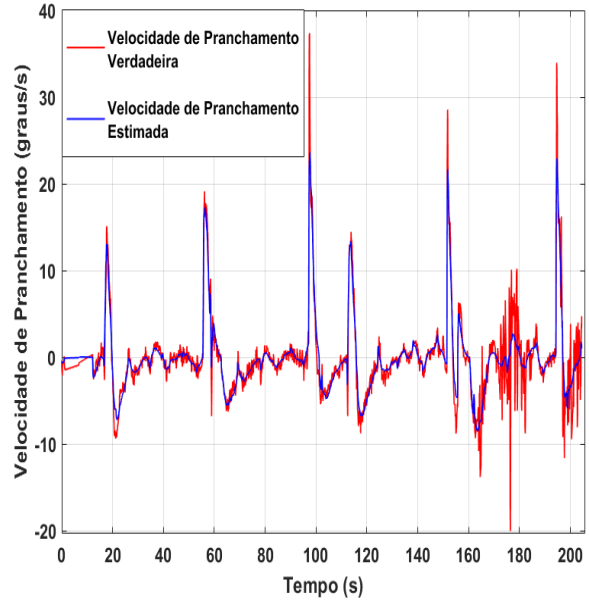


Figura 5.3: Seguimento da Velocidade de Pranchamento para os Dados dos Ensaios em Voo.

Em ambos os gráficos observa-se que os estados estimados seguem os estados verdadeiros da aeronave. Além disso, verifica-se que a aeronave real apresenta um comportamento oscilatório, que em simulação não se verificou, devido à existência de perturbações externas. São exemplos dessas perturbações, as vibrações do motor, as rajadas de vento e o desgaste do material, as quais não são consideradas em simulação. No instante ($Tempo = 180$ s) do gráfico da Figura 5.3, observa-se que as oscilações aumentaram significativamente de amplitude. Verificou-se que este facto está associado ao motor se encontrar ao relantim nesse instante, modo que introduz maiores vibrações na aeronave. Consequentemente, os valores de RMSE determinados para a aeronave real, são mais elevados, sendo de 1.22 (*graus*) e de 1.81 (*graus/s*) para as amostras do ângulo de rolamento e da velocidade de pranchamento, respectivamente. O facto de assumir valores elevados está directamente relacionado com o comportamento oscilatório da aeronave real, devido às perturbações externas. Deste modo, não se considera que estes valores sejam relevantes, observando-se um seguimento adequado nos gráficos 5.2 e 5.3.

Concluindo, os modelos ($\delta_a \rightarrow p$), ($p \rightarrow \phi$) e, consequentemente, ($\delta_a \rightarrow \phi$) traduzem o comportamento real da aeronave.

5.1.2 Modelo do Estado do Ângulo de Derrapagem e da Razão de Guinada da Aeronave Real

Nesta subsecção irá estimar-se o modelo entre a deflexão do rudder (δ_r) e o estado do ângulo de derrapagem (β). Além disso, será realizada a validação formal do mesmo, juntamente com a expressão (2.16), a qual relaciona o ângulo de rolamento (ϕ) com a razão de guinada (r).

A Tabela 5.3 apresenta os modelos estimados, pelo *System Identification*, entre a deflexão do rudder (δ_r) e o estado do ângulo de derrapagem (β):

Amplitude do <i>Input</i> de <i>Bank</i> (graus)	$\frac{\beta(s)}{\delta_r(s)}$	Ganho Estático (dB)	Frequência Corte(Hz)
25	$\frac{4.816}{s + 24.2}$	0.199	3.85
20	$\frac{22.292}{s + 11.58}$	0.197	1.84
20	$\frac{2.626}{s + 13.82}$	0.199	2.2
-20	$\frac{7.877}{s + 39.58}$	0.199	6.3
-20	$\frac{2.98}{s + 19.83}$	0.2	2.36

Tabela 5.3: FT ($\frac{\beta(s)}{\delta_r(s)}$) Estimadas pelo *System Identification* com Dados de Ensaio em Voo.

Tal como nos modelos estimados em simulação, as FT da Tabela 5.3, são semelhantes, obtendo-se um valor médio de ganho estático de 0.199 dB e de frequência de corte de 3.31 Hz. Desta forma, o modelo estimado da aeronave real, entre a deflexão do rudder (δ_r) e o estado do ângulo de derrapagem (β) é dado por:

$$\frac{\beta(s)}{\delta_r(s)} = \frac{4.14}{s + 20.79}, \quad (5.3)$$

o qual também é diferente do obtido para a aeronave simulada (ver expressão (4.5)). Voltando a comparar com o respectivo modelo do Aerosonde (ver expressão (2.19)), observa-se que os valores dos ganhos estáticos são semelhantes. Por outro lado, verifica-se que a frequência de corte do modelo do Alfa 07 é superior, podendo este facto estar relacionado com o ruído presente nas amostras dos dados registadas.

Relativamente à razão de guinada a expressão (2.16), para o Alfa 07 real, é dada por:

$$\frac{r(s)}{\delta_a(s)} = \frac{g}{U_0} \frac{78.38}{(s + 14.51) s}, \quad (5.4)$$

tendo em consideração a expressão (5.2).

Por conseguinte, alterou-se a FT do bloco “*FT delta_r - B*”, do modelo em Simulink do *Yaw Control*

da Figura 4.12, para a obtida na expressão (5.3). Finalmente, compararam-se, graficamente, os estados estimados do ângulo de derrapagem (β) e da razão de guinada (r) com os estados registados pela telemetria, para o plano de voo em estudo.

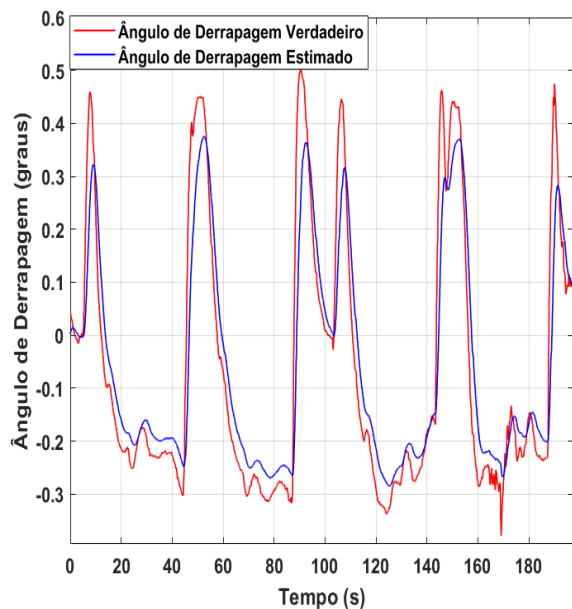


Figura 5.4: Seguimento do Ângulo de Derrapagem para os Dados dos Ensaios em Voo.

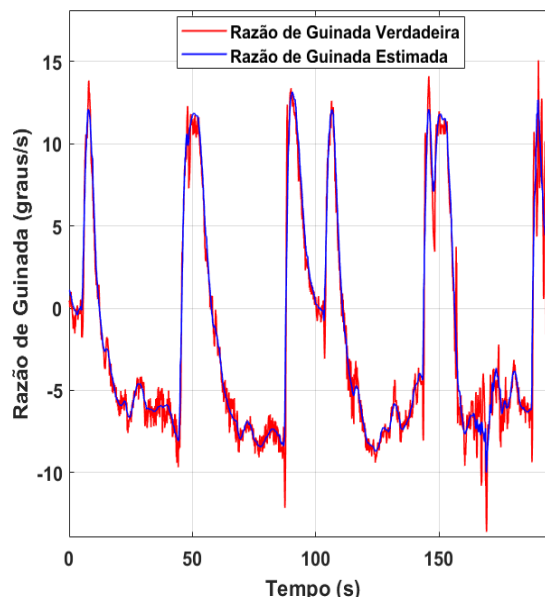


Figura 5.5: Seguimento da Razão de Guinada para os Dados dos Ensaios em Voo.

No gráfico da Figura 5.5, observa-se um bom seguimento, entre o estado da razão de guinada (r), estimado pela expressão (5.4), e o registado pela telemetria da aeronave. Para além disso, volta-se a verificar o comportamento oscilatório da aeronave real, sendo o valor de RMSE, entre o estado estimado e o estado registado pela telemetria, de 1.23 (*graus/s*). Note-se que, tal como na Figura 5.3, voltam-se a verificar oscilações de maiores amplitudes, no instante ($Tempo = 180$ s), pela mesma razão anteriormente apresentada. Relativamente às amostras do gráfico da Figura 5.4, obteve-se um valor de RMSE de 0.0753 (*graus*). O facto do valor de RMSE ser de grandeza menor para os dados da Figura 5.4, deve-se ao estado do ângulo de derrapagem assumir valores reduzidos, comparativamente aos outros estados. Porém, na Figura 5.4 verifica-se um pequeno desfasamento entre o estado verdadeiro e o estado estimado do ângulo de derrapagem (β). Este desfasamento está associado ao facto do ângulo de derrapagem da aeronave ser influenciado por perturbações externas, nomeadamente rajadas de vento, as quais não são consideradas pelo modelo. Contudo, observa-se um seguimento adequado em ambos os gráficos, considerando-se que os modelos estimados ($\delta_r \rightarrow \beta$) e ($\delta_a \rightarrow r$) correspondem ao comportamento da aeronave real, com as devidas ressalvas.

Assim, durante esta secção estimaram-se e validaram-se os modelos do UAV Alfa 07, permitindo desenvolver um modelo computacional em malha-fechada da dinâmica lateral da aeronave (apresentado no Anexo C). De seguida, irá aplicar-se o método de ajuste dos ganhos, tal como realizado para os modelos

em simulação, de modo a melhorar o comportamento da aeronave real.

5.2 Ajuste dos Ganhos do Modelo Lateral da Aeronave Real

Nesta secção apresenta-se a implementação do método de ajuste dos ganhos, no modelo real do UAV Alfa 07, através da abordagem *Root Locus*, com a ferramenta *Control System Designer* do Simulink, por forma a estimar o conjunto de ganhos que melhora o comportamento da resposta. Numa fase final, serão introduzidos os ganhos estimados na aeronave real, e a sua resposta será comparada com a estimada computacionalmente.

Posto isto, o gráfico da Figura 5.6 apresenta a resposta do modelo computacional, da aeronave real, para os ganhos definidos por defeito (*standard*) ($K_{P2} = 1, K_I = 1, K_{P3} = 0$ e $AE = 0.5$), quando introduzido um *step* de *Bank Angle*, com 20 graus de amplitude.

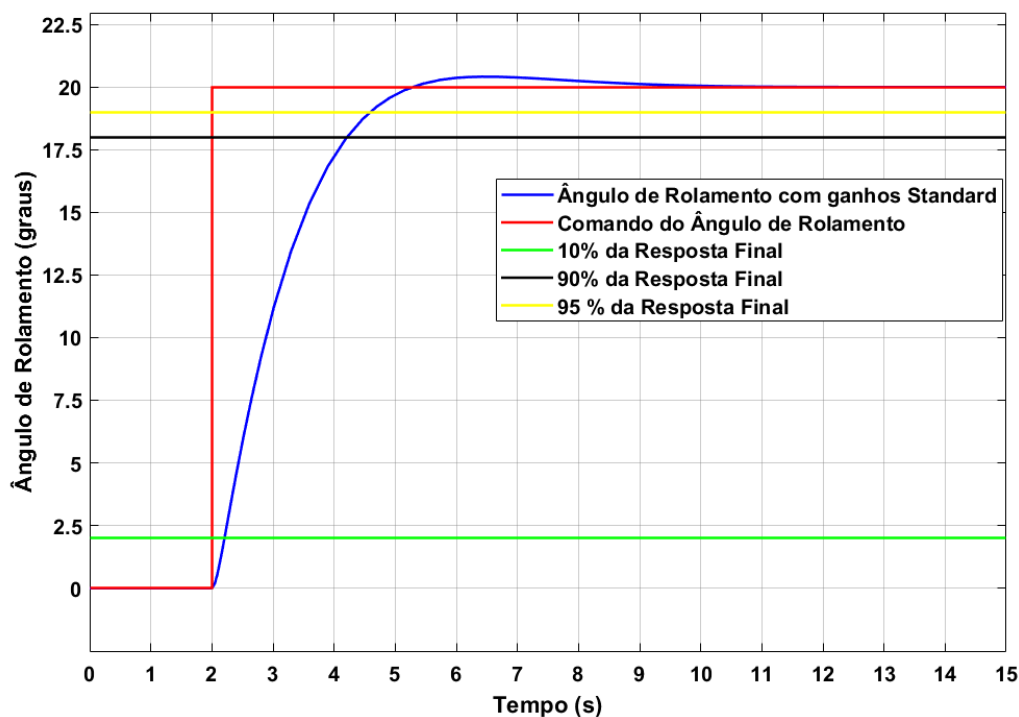


Figura 5.6: Comportamento da Resposta do Modelo Computacional da Aeronave Real com os Ganhos *Standard*.

A resposta do modelo, representada pela linha azul, tem um tempo de subida e um tempo de estabelecimento de 2.01 e 2.59 segundos, respectivamente. Além disso, registou-se uma sobre-elevação de 2,05%.

De seguida, com base no método de ajuste dos ganhos, explicado no Capítulo 4, estimaram-se os valores dos ganhos da lei de controlo dos ailerons, que permitem obter uma resposta criticamente amortecida. Desta forma, verificou-se que para ($K_{P2} = 2, K_I = 1.5, K_{P3} = 0$ e $AE = 0.4$), a resposta do modelo do

UAV Alfa 07 está próxima de uma criticamente amortecida, como mostra a figura seguinte:

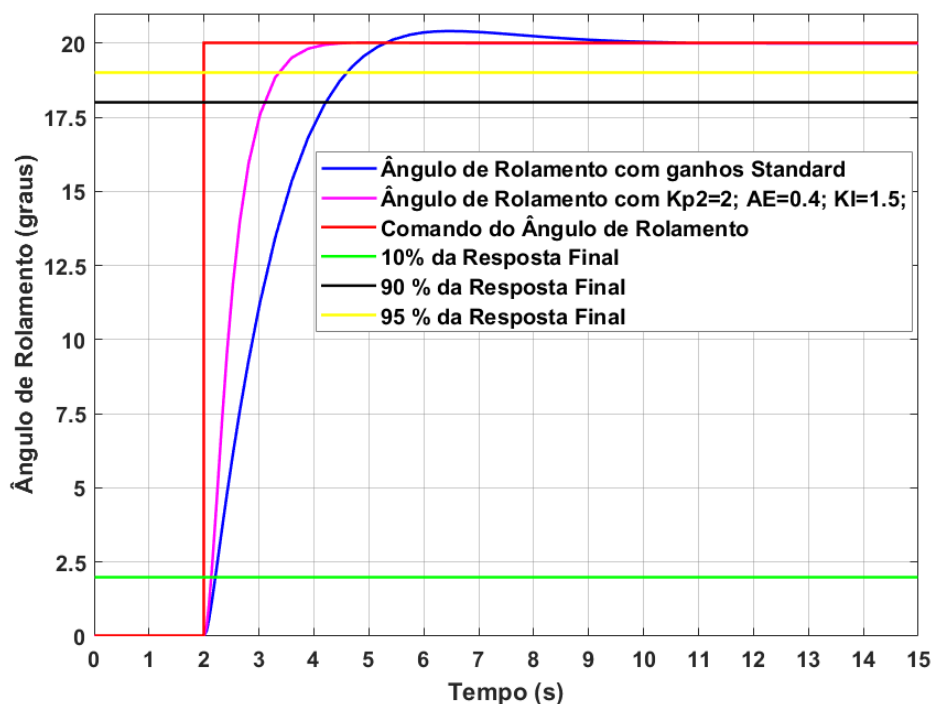


Figura 5.7: Comportamento da Resposta do Modelo Computacional da Aeronave Real com os Ganhos Estimados.

No gráfico, a linha a magenta corresponde à resposta do ângulo de rolamento (ϕ), do modelo da aeronave real, com os ganhos estimados, e a linha a azul representa a resposta com os ganhos *standard*. A resposta do modelo com os ganhos estimados, tem um tempo de subida e um tempo de estabelecimento de 0.94 e 1.3 segundos, respectivamente, e uma sobre-elevação residual de 0.126%.

Assim, obteve-se uma resposta do modelo lateral da aeronave, próxima de um sistema criticamente amortecido.

Por conseguinte, após verificados os novos ganhos no modelo, estes foram implementados na aeronave real. Apesar da resposta computacional, para os novos valores, apresentar um comportamento menos oscilatório, a introdução dos novos ganhos na configuração da aeronave real, foi realizada de forma progressiva, de modo a garantir a segurança da aeronave. Deste modo, em primeiro lugar, alteraram-se os valores de K_{P2} e K_I para os desejados, e só depois, o valor de AE . Isto porque, segundo a referência [28], o AE é o parâmetro mais importante da lei de controlo dos ailerons, sendo o seu valor alterado isoladamente.

Posto isto, a Tabela 5.4 apresenta o tempo de subida, o tempo de estabelecimento e a sobre-elevação, da resposta do modelo e da aeronave, para cada conjunto de ganhos.

	Ganhos <i>Standard</i> ($K_{P2} = 1; K_I = 1; AE = 0.5$)		Ganhos Intermédios ($K_{P2} = 2; K_I = 1.5; AE = 0.5$)		Ganhos Desejados ($K_{P2} = 2; K_I = 1.5; AE = 0.4$)	
	Resposta do	Resposta do	Resposta do	Resposta do	Resposta do	Resposta do
	Modelo	Alfa 07	Modelo	Alfa 07	Modelo	Alfa 07
Tempo de Subida (s)	2	1.75	0.98	0.85	0.94	0.82
Tempo de Estabelecimento (s)	2.59	4.52	1.29	2.3	1.3	1.6
Sobreelevação (%)	2.1	12.3	2.3	12.7	0.126	5.8

Tabela 5.4: Comparação da Resposta da Aeronave Real com Modelo Computacional.

Na Tabela 5.4, observa-se que os tempos de subida da aeronave real e do modelo, para cada conjunto de ganhos, assumem valores próximos, sendo a resposta da aeronave ligeiramente mais rápida. Relativamente ao tempo de estabelecimento, este assume valores de maior magnitude para a resposta dos ensaios em voo. Este facto deve-se à sobrelevação da resposta da aeronave assumir valores maiores que 5%, ultrapassando o limite superior do tempo de estabelecimento, ou seja, 105% da resposta final. Esta situação é observada nas Figuras 5.8 e 5.9. Por outro lado, verifica-se que o comportamento da resposta da aeronave é coerente com a estimada pelo modelo, dado que, para os diferentes valores dos ganhos, as respostas vão no mesmo sentido. Por exemplo, da situação *standard* para a intermédia, estimou-se que haveria uma diminuição do tempo de subida e de estabelecimento, mas um aumento da sobrelevação, o que se verifica. Por último, para os ganhos desejados obteve-se uma resposta da aeronave semelhante à estimada, uma vez que a sobrelevação assume um valor próximo do limite superior do tempo de estabelecimento, de 5.8%. Note-se que, o facto da sobrelevação apresentar valores mais elevados nas respostas dos ensaios em voo, deve-se a perturbações externas, como, por exemplo, a direcção e a intensidade do vento, a posição do centro de massa da aeronave e o desgaste do material.

Assim, para os ganhos desejados, a resposta da aeronave apresenta as seguintes diferenças, face à resposta dos ganhos *standard*:

- Diminuição de 0.93 segundos do tempo de subida, havendo assim uma redução de 53% neste parâmetro;
- Diminuição de 2.92 segundos do tempo de estabelecimento, necessitando apenas de 35% do tempo para alcançar o valor da resposta desejado;
- Diminuição de 6.5% da sobrelevação da resposta.

As Figuras 5.8 e 5.9 apresentam graficamente as respostas obtidas, para a situação dos ganhos *standard* e dos desejados, respectivamente.

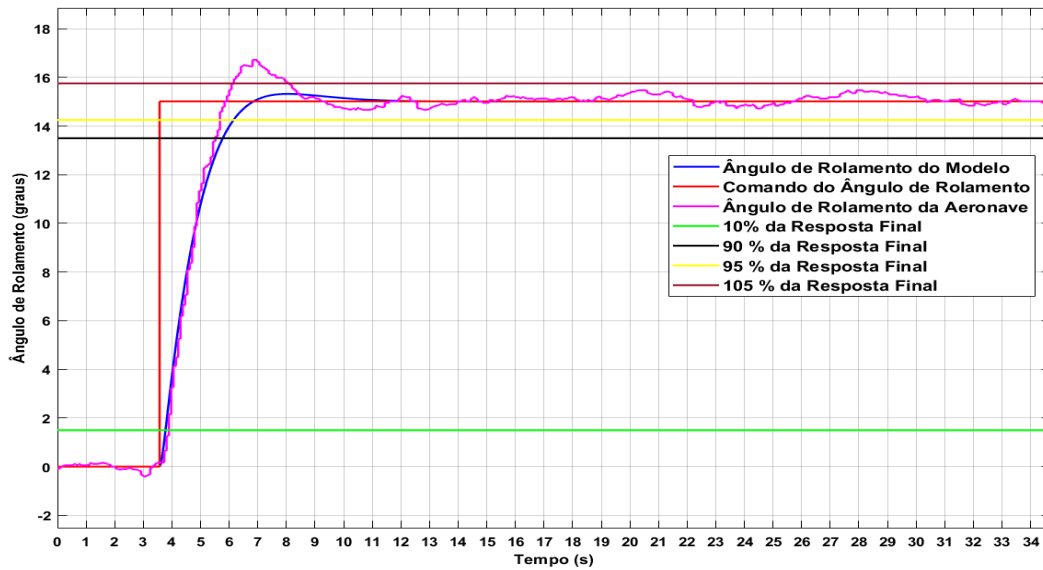


Figura 5.8: Resposta do Modelo e da Aeronave para os Ganhos *Standard*.

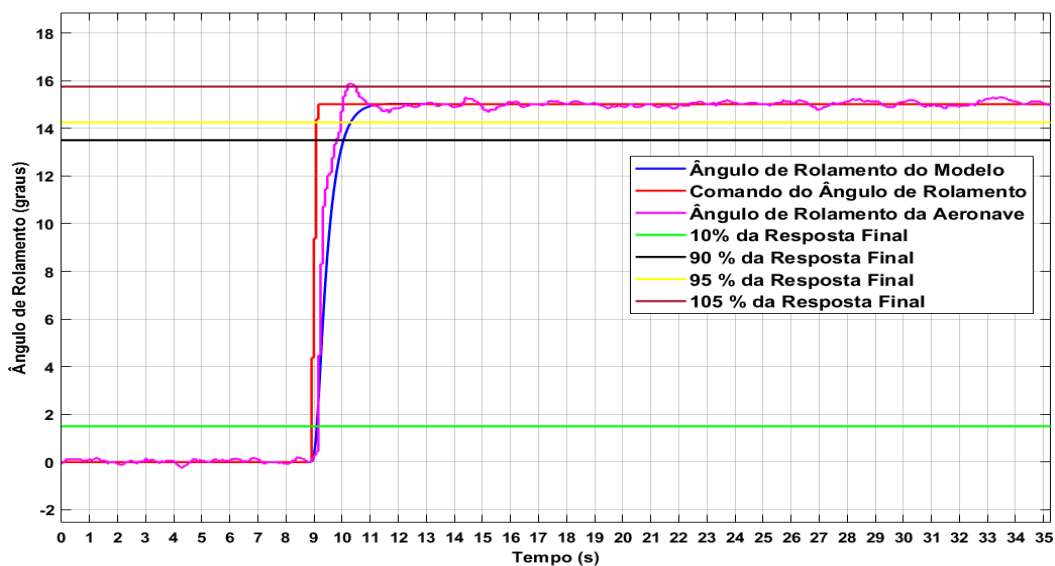


Figura 5.9: Resposta do Modelo e da Aeronave para os Ganhos Desejados.

Os gráficos das Figuras 5.8 e 5.9 ilustram as conclusões acerca dos dados da Tabela 5.4. Sucintamente, observa-se que o comportamento da resposta estimada coincide com a obtida em voo real. Além disso, na Figura 5.9 verifica-se um aumento do desempenho no seguimento do comando de entrada. Adicionalmente às diferenças enumeradas, entre a resposta dos ganhos *standard* e a resposta dos ganhos desejados, observa-se uma diminuição do erro estacionário na resposta dos ganhos desejados. O facto do seguimento da aeronave a comandos de referência ser mais rápido e menos oscilatório permite um aperfeiçoamento do desempenho da aeronave, sendo este fulcral em situações críticas de voo, como, por exemplo, a aterragem

automática.

Por último, registaram-se as amostras de dados, durante o plano de voo (conforme na Figura 3.5), para os valores dos ganhos *standard* e dos desejados, de modo a verificar-se se o seguimento do ângulo de rolamento (ϕ) melhorou.

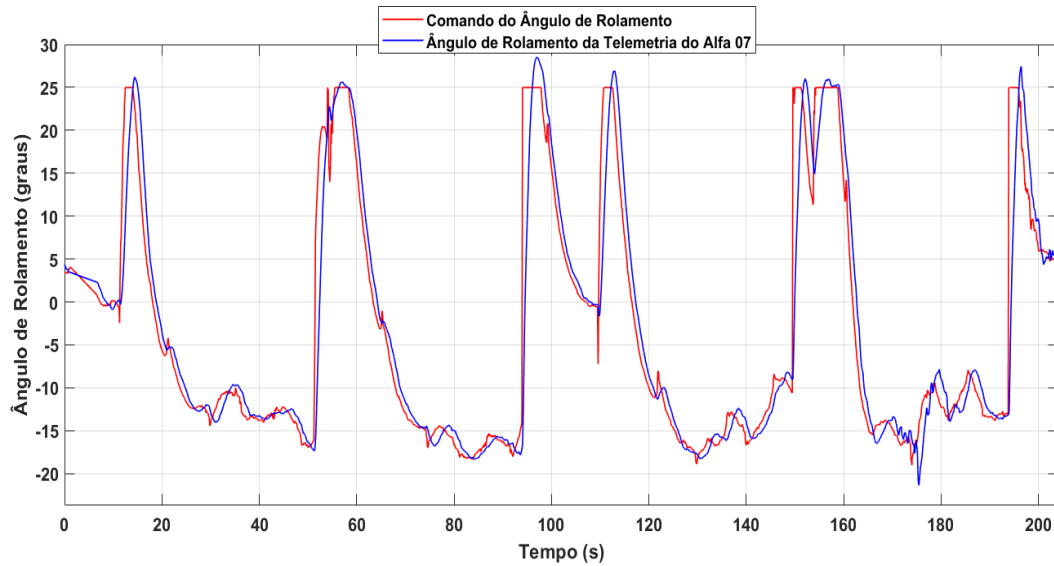


Figura 5.10: Seguimento do Ângulo de Rolamento nos Ensaios em Voo com os Ganhos *Standard*.

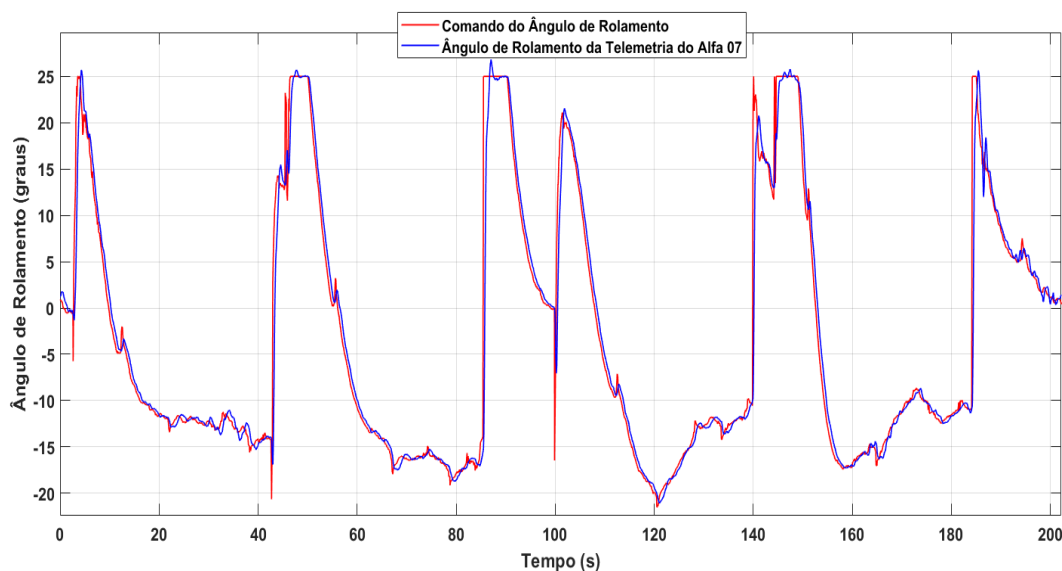


Figura 5.11: Seguimento do Ângulo de Rolamento nos Ensaios em Voo com os Ganhos Desejados.

Nas Figuras 5.10 e 5.11, observa-se, então, um melhor seguimento do ângulo de rolamento (ϕ), com os ganhos desejados. Determinou-se ainda, que o atraso médio (*delay*) entre o comando e a resposta da aeronave é de 0.85 segundos para os ganhos *standard*, enquanto que, para os ganhos desejados, é apenas

de 0.32 segundos, havendo assim uma redução de 62% do *delay* entre os sinais. Concluindo, o facto de a resposta nos ensaios em voo para os ganhos desejados apresentar um menor tempo de subida, um menor tempo de estabelecimento e uma menor sobrelevação, permite aumentar a estabilidade e a autonomia da aeronave, sendo um resultado importante para o CIAFA.

Em suma, numa primeira fase deste capítulo estimaram-se e validaram-se os modelos da dinâmica lateral do UAV Alfa 07. De seguida, aplicou-se o método de ajuste dos ganhos no modelo computacional, em malha-fechada, de modo a otimizar a resposta do mesmo. Finalmente, introduziram-se os ganhos estimados na configuração da aeronave real, e verificou-se que o comportamento da resposta da aeronave em voo era o desejado. Assim, conclui-se que o objectivo da dissertação foi alcançado.

6

Conclusão

6.1 Trabalho Realizado

Esta tese propunha-se a desenvolver um método que permita contribuir para a sistematização dos processos associados ao ajuste dos ganhos do piloto automático Piccolo, com vista ao aperfeiçoamento do desempenho dos UAV's do CIAFA (ver Capítulo 1). Para tal, o trabalho desenvolvido foi estruturado de acordo com o descrito nos parágrafos seguintes.

A primeira abordagem consistiu na validação das leis de controlo do movimento lateral implementadas internamente no Piccolo (ver Capítulo 3). Este procedimento foi importante, uma vez que a *Cloud Cap Technology* (fabricante do Piccolo) não publica as respectivas leis de controlo, tendo sido utilizados métodos formais de validação para as leis de controlo propostas em [28]. A validação teve por base dados de telemetria recolhidos em simulação e em ensaios em voo.

Numa segunda fase procedeu-se à estimação e à validação dos modelos da dinâmica do UAV ANTEX-X02 Alfa 07 simulado e real (ver Secção 4.2 e 5.1, respectivamente). Essa validação incluiu inicialmente a comparação dos estados estimados e dos registados – o ângulo de rolamento (ϕ), a velocidade de pranchamento (p), a razão de guinada (r) e o ângulo de derrapagem (β) – face aos inputs introduzidos de deflexão das superfícies de voo. Posteriormente, validou-se o bloco conjunto da lei de controlo com o modelo da aeronave, em malha-fechada, recorrendo à telemetria dos ensaios em voo. Nesta fase, foram identificadas pequenas discrepâncias nos resultados obtidos, devido à questão da contribuição do integrador, da precisão dos dados e das perturbações externas, como as vibrações do motor, o desgaste do material e a presença de rajadas de vento. Genericamente, concluiu-se que o sistema computacional apresenta um comportamento muito próximo do obtido nos ensaios em voo.

Numa última fase, usando o modelo computacional da dinâmica do Alfa 07 já validado da fase anterior, foi utilizado o método do *Root Locus* para ajustar os ganhos, de modo a que o sistema apresentasse um seguimento criticamente amortecido. Finalmente, implementou-se os ganhos estimados na configuração do UAV e verificou-se que a resposta da aeronave, nos ensaios em voo, coincide com a estimada computacionalmente (ver Secção 5.2).

Concluindo, esta tese possibilitou a validação da estrutura de controlo implementada no Piccolo, o desenvolvimento de um modelo em Simulink da dinâmica lateral do UAV Alfa 07 e a definição de um procedimento para sistematizar o processo de ajuste dos ganhos do Piccolo. Assim, com base no trabalho desenvolvido nesta tese, uma vez validadas as leis de controlo (que são transversais a todos os pilotos automáticos do CIAFA) e o modelo da dinâmica da aeronave em que tal está instalado, o processo de ajuste dos ganhos, recorrendo à técnica de *Root Locus* é imediato, podendo ser ajustado de forma automática recorrendo a uma rotina nativa do MATLAB[®] para o efeito. Adicionalmente, este trabalho poderá servir de ponto de partida, para o ajuste dos ganhos de outros pilotos automáticos, adquiridos, futuramente pelo CIAFA, sendo necessário apenas conhecer as leis de controlo desses pilotos automáticos.

6.2 Trabalho Futuro

O estudo desenvolvido nesta tese abriu portas para possíveis trabalhos futuros.

Em primeiro lugar, seria importante aplicar outros métodos de ajuste dos ganhos (já referidos no Capítulo 2) e comparar os seus resultados, com os obtidos pelo método utilizado neste estudo.

Em segundo lugar, esta dissertação apenas se focou no movimento lateral das aeronaves. Seria interessante, num trabalho seguinte, realizar-se o mesmo procedimento aqui apresentado, mas para o movimento longitudinal.

Em terceiro lugar, seria pertinente aplicar o mesmo procedimento e a mesma ferramenta de ajuste dos ganhos nas restantes aeronaves do CIAFA, equipadas com o piloto automático Piccolo, possibilitando assim, otimizar as respostas das mesmas.

Por último, poderá estudar-se modelos mais complexos para modelar a dinâmica da aeronave, face aos modelos mais simples, de modo aproximar ainda mais o desempenho do modelo computacional implementado à resposta verdadeira da aeronave, permitindo assim desta forma que o ajuste dos ganhos seja mais efectivo.

Bibliografia

- [1] Academia da Força Aérea. CIAFA (Centro de Investigação da Academia da Força Aérea), Julho 2013. URL <http://www.academiafa.edu.pt/subPagina-10D00-019.005.006-centro-de-investigacao>.
- [2] Academia da Força Aérea. PITVANT (Projecto de Investigação e Tecnologia em Veículos Aéreos Não-Tripulados), Abril 2013. URL <http://www.academiafa.edu.pt/subPagina-10D00-019.005.003.004-pitvant>.
- [3] S. F. Armanini, J. V. Caetano, C. C. de Visser, G. C. H. E. de Croon, e M. Mulder. Aerodynamic model identification of a clap-and-fling flapping-wing mav: a comparison between quasi-steady and black-box approaches. *AIAA*, 2016.
- [4] Australian National Airline College. Imagem das superfícies de controlo de uma aeronave. In *Airplane Controls*, 2015. URL <https://flying-school.com/effect-of-controls/airplane-controls/>.
- [5] J. R. Azinheira. Controlo de voo. Instituto Superior Técnico, 2016.
- [6] A. Barchet, D. Bridenbecker, V. Miley, e B. Vaglienti. *PCC User's Guide*. Cloud Cap Technology, 2012.
- [7] R. W. Beard e T. W. McLain. *Small Unmanned Aircraft*. Princeton University Press, 41 William Street, Princeton, New Jersey 08540, 2011.
- [8] R. Beerends, H. Ter Morsche, J. Van den Berg, e E. van de Vrie. *Fourier and Laplace Transforms*. Cambridge University Press, 2009.
- [9] S. Deepa e G. Sugumaran. Design of pid controller for higher order continuous systems using mpso based model formulation technique. *International Journal of Electrical and Information Engineering*, 5, Agosto 2011.
- [10] Força Aérea Portuguesa. Academia da Força Aérea. URL <http://www.academiafa.edu.pt/unidade-10D00>.

- [11] Força Aérea Portuguesa. Força Aérea Opera UAS Na Serra da Lousã para Detetar Incêndios, Setembro 2019. URL <https://www.emfa.pt/noticia-2698-forca-aerea-opera-uas-na-serra-da-lousa-para-detetar-incendios>.
- [12] G. Franklin, D. Powell, e A. Naeini. *Feedback Control Of Dynamic Systems*. Pearson, 330 Hudson Street, NY 10013”, 2008.
- [13] L. Félix. Determinação das Derivadas de Estabilidade e Momentos de Inércia do UAV Antex-M X03. Tese de Mestrado, Academia da Força Aérea, Abril 2007.
- [14] K. Gangadhar. History of autopilot. *Aerospace Federal Credit Union*, 2012.
- [15] M. Haidekker. *Linear Feedback Controls*. Elsevier, 32 Jamestown Road, London NW1 7BY, UK, 2013.
- [16] R. Jategaonkar. *Flight Vehicle System Identification A Time Domain Methodology*. Progress in Astronautics and Aeronautics, 2006.
- [17] V. Klein e E. A. Morelli. *Aircraft System Identification: Theory And Practice*. AIAA Education Series, Agosto 2006.
- [18] A. Lesiário. Parametric studies on uav flying qualities. Tese de Mestrado, Academia da Força Aérea, Outubro 2009.
- [19] MathWorks. Control system designer, Agosto 2019. URL <https://www.mathworks.com/help/control/ref/controlsystemdesigner-app.html>.
- [20] MathWorks. Mathworks e black model, Novembro 2019. URL <https://www.mathworks.com/help/ident/ug/black-box-modeling.html>.
- [21] MathWorks. Mathworks website, Agosto 2019. URL <https://www.mathworks.com/help/simulink/>.
- [22] MathWorks. Nonlinear Least Squares (Curve Fitting). In *MathWorks Website*, Outubro 2019. URL <https://www.mathworks.com/help/optim/nonlinear-least-squares-curve-fitting.html>.
- [23] MathWorks. Polynomial Model Estimation Algorithms. In *MathWorks Website*, Outubro 2019. URL <https://www.mathworks.com/help/ident/ug/polynomial-model-estimation-algorithms.html>.
- [24] MathWorks. System Identification Toolbox. In *MathWorks Website*, Julho 2019. URL <https://www.mathworks.com/products/sysid/features.html#model-identification-from-data>.

- [25] MathWorks. Tfest, Agosto 2019. URL <https://www.mathworks.com/help/ident/ref/tfest.html>.
- [26] A. C. Matos. Análise em espaço de estados. Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto, 2009.
- [27] M. G. Meireles e P. L. Trindade. *Apontamentos de Matemática Computacional*. Departamento de Matemática, Instituto Superior Técnico, Fevereiro 2016.
- [28] A. Mornhinweg. A practical guide to the piccolo autopilot. Tese de Mestrado, Oklahoma State University, Julho 2014.
- [29] R. Nelson. *Flight Stability and Automatic Control*. McGraw-Hill Companies, 1998.
- [30] F. B. M. Noris. Comparison between zeigler-nichols and cohen-coon method for controller tunings. Faculty of Chemical & Natural Resources Engineering University College of Engineering & Technology Malaysia, 2006.
- [31] Office of the Secretary of Defense Washington DC. Unmanned Aircraft Systems Roadmap, 2005-2030. Janeiro 2005.
- [32] J. Oliveira. *Apontamentos de Estabilidade de Voo*. Instituto Superior Técnico, Setembro 2016.
- [33] T. Oliveira. *Aproximação de Funções*. Academia da Força Aérea Portuguesa, 2018.
- [34] K. Pelckmans. *Lecture Notes for a course on System Identification*. Uppsala University, 2012.
- [35] B. D. Remes, J. V. Caetano, C. C. de Visser, C. de Wagter, e M. Mulder. Modeling a flapping wing mav: Flight path reconstruction of the delfly. *AIAA*, 2014.
- [36] I. Ribeiro e A. Pascoal. Modelação de Sistemas Físicos. Instituto Superior Técnico, 2013.
- [37] I. Ribeiro e A. Pascoal. Projecto apoiado em Root Locus. Instituto Superior Técnico, 2013.
- [38] I. Ribeiro e A. Pascoal. Resposta no Tempo. Instituto Superior Técnico, 2013.
- [39] B. Stevens e F. Lewis. *Aircraft Control And Simulation*. John Wiley & Sons Wiley-Interscience, Corporate Headquarters 111 River Street, NJ, 1992.
- [40] L. Trammel e M. Laboratories. Ziegler-nichols tuning rules for pid, Junho 2019. URL <http://www.mstarlabs.com/control/znrule.html>.
- [41] B. Vaglienti, M. Niculescu, e J. Hammitt. *Piccolo Simulator*. Cloud Cap Technology, 2009.
- [42] H. Wright, R. Strydom, e M. Srinivasan. A Generalized Algorithm for Tuning UAS Flight Controllers. Dallas, TX, USA, 2018. 2018 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS).



**Anexo A - Procedimento para o
Registo dos Dados no PCC**

Este anexo apresenta o procedimento experimental realizado, ao longo desta dissertação, de modo a registar no PCC as amostras de dados utilizadas nos vários capítulos. De forma genérica:

- Inicialmente, é carregado no PCC o ficheiro da aeronave Alfa 07. O ficheiro contém a configuração da aeronave, que engloba, por exemplo, a massa da aeronave, os momentos de inércia, o motor, as superfícies de controlo, os ganhos e os parâmetros aerodinâmicos.

O ficheiro da aeronave é carregado através da janela *Preflight* (Figura A.1) acedida através de *Window > Preflight Windows > Preflight*.

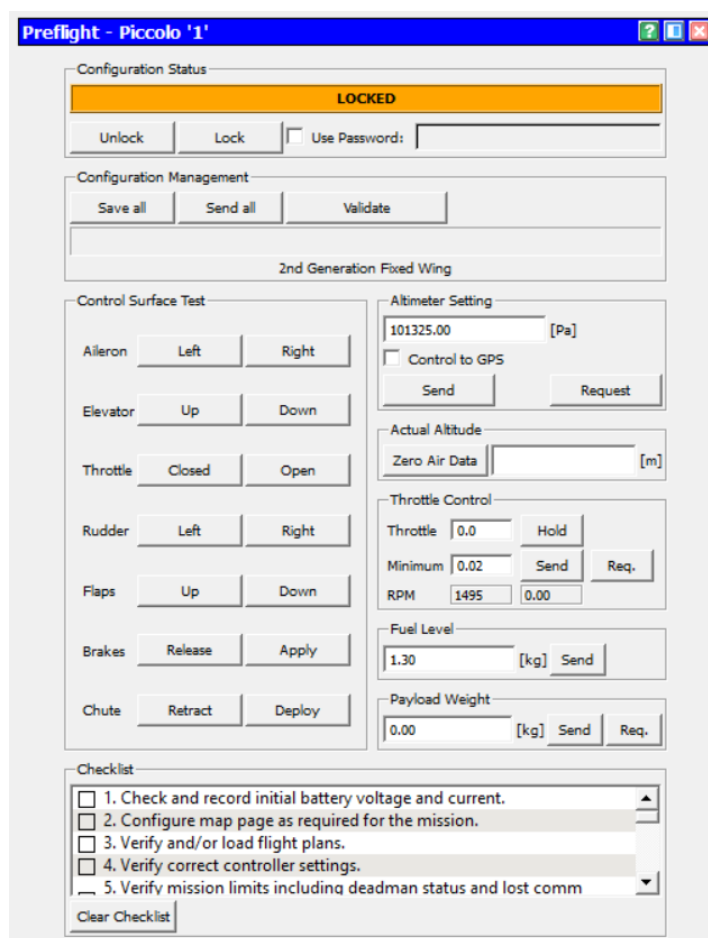


Figura A.1: Janela do *Preflight* do PCC.

Em primeiro lugar, é preciso clicar em *Unlock*, permitindo assim ao software introduzir uma nova configuração. Em segundo lugar, clicar em *Send all*, por forma a escolher o ficheiro da aeronave que se pretende inserir, e, por último, voltar a fazer *Lock* da nova configuração.

- Após o ficheiro da aeronave ter sido introduzido correctamente no PCC, é preciso orientar o referencial dos aviónicos, relativamente, ao referencial da aeronave. Os aviónicos possuem giroscópios

e acelerômetros nos três eixos, os quais podem ser instalados segundo qualquer orientação, influenciando a sua leitura, e, conseqüentemente, a resposta da aeronave. A orientação é dada pelos três ângulos de Euler: o ângulo de guinada (ψ); o ângulo de picada (θ); e o ângulo de rolamento (ϕ) (ver [6]).

Assim, pretende-se que a orientação do referencial dos aviônicos, seja a mesma, que a orientação do referencial da aeronave. Deste modo, a janela do *Sensor Configuration* do PCC (Figura A.2), acedida em *Window > Advanced Windows > Sensor Configuration*, permite alterar a orientação dos eixos dos aviônicos.

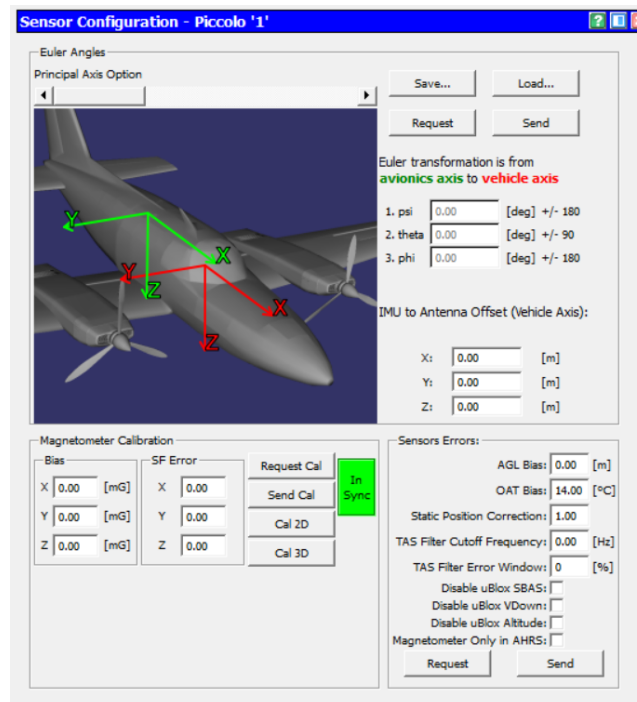


Figura A.2: Janela do *Sensor Configuration* do PCC.

Na Figura A.2, encontra-se representado o referencial dos aviônicos a verde e o da aeronave a vermelho. A orientação dos aviônicos é alterada no *Principal Axis Option*. Após seleccionada a orientação pretendida, é necessário clicar em *Send*, para terminar o processo. Porém, este passo só é realizado com sucesso, caso se coloque a configuração da aeronave em *Unlock*, na janela da Figura A.1.

- De seguida, é necessário ligar a aplicação do Piccolo *DevInterface*, de modo a colmatar um erro no registo dos dados do PCC. O PCC gera automaticamente um ficheiro .log, onde regista os parâmetros da operação da aeronave. Porém, durante a realização desta dissertação verificou-se que existe um atraso no registo dos dados nesse ficheiro. A Figura A.3 apresenta um exemplo desse atraso:

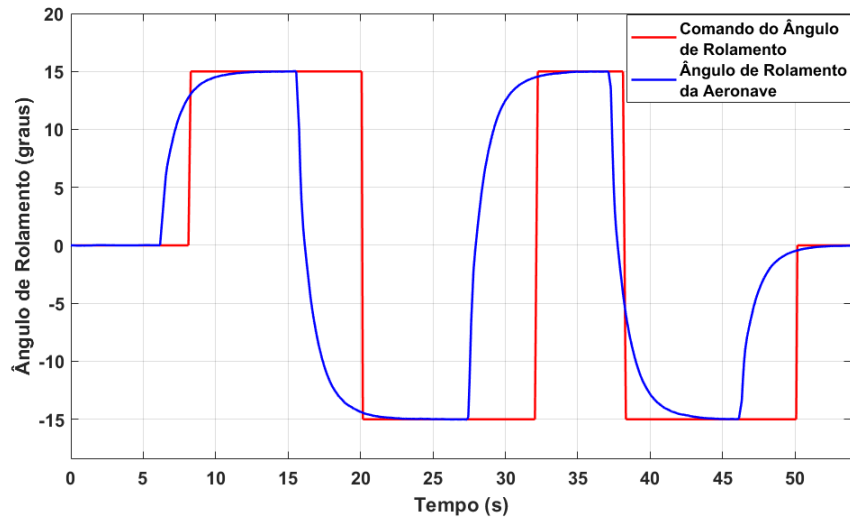


Figura A.3: Atraso do Registo dos Dados no Ficheiro do PCC.

No gráfico, a linha a vermelho representa comandos de rolamento (ϕ_{cmd}), de amplitudes de 20 graus em módulo, e a linha a azul o ângulo de rolamento verdadeiro (ϕ) da aeronave. Para além disso, é perceptível que o ângulo de rolamento da aeronave (linha a azul) começa a seguir o comando (linha a vermelho) antes deste ser registado, devendo ser, precisamente o contrário, ou seja, primeiramente o piloto automático recebe o comando, e só depois é que aeronave tende para essa referência. Assim, verificou-se que existe um atraso no registo dos dados, e, conseqüentemente, este facto influencia os resultados obtidos.

Desta maneira, recorreu-se à ferramenta *DevInterface* do Piccolo, que também permite registar os dados de operação da aeronave. A Figura A.4 apresenta um exemplo de dados registados através do *DevInterface*:

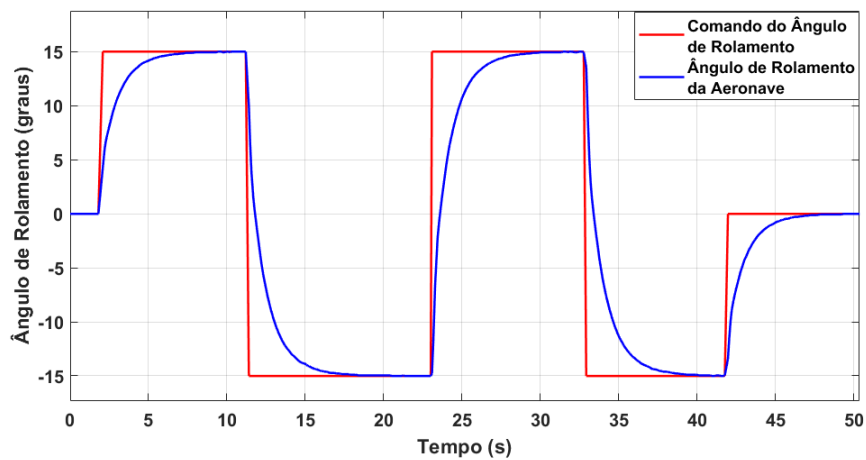


Figura A.4: Registo dos Dados com o *DevInterface*.

O gráfico da Figura A.4 mostra que deixou de existir o atraso no registo dos dados, uma vez que, em primeiro lugar, o *DevInterface* registou o comando do ângulo de rolamento (linha a vermelho), e, só depois, é que o estado verdadeiro da aeronave (linha a azul) seguiu a referência.

Para além desta vantagem, esta ferramenta permite visualizar, em tempo real, os dados de telemetria da aeronave, com base na seguinte representação gráfica:

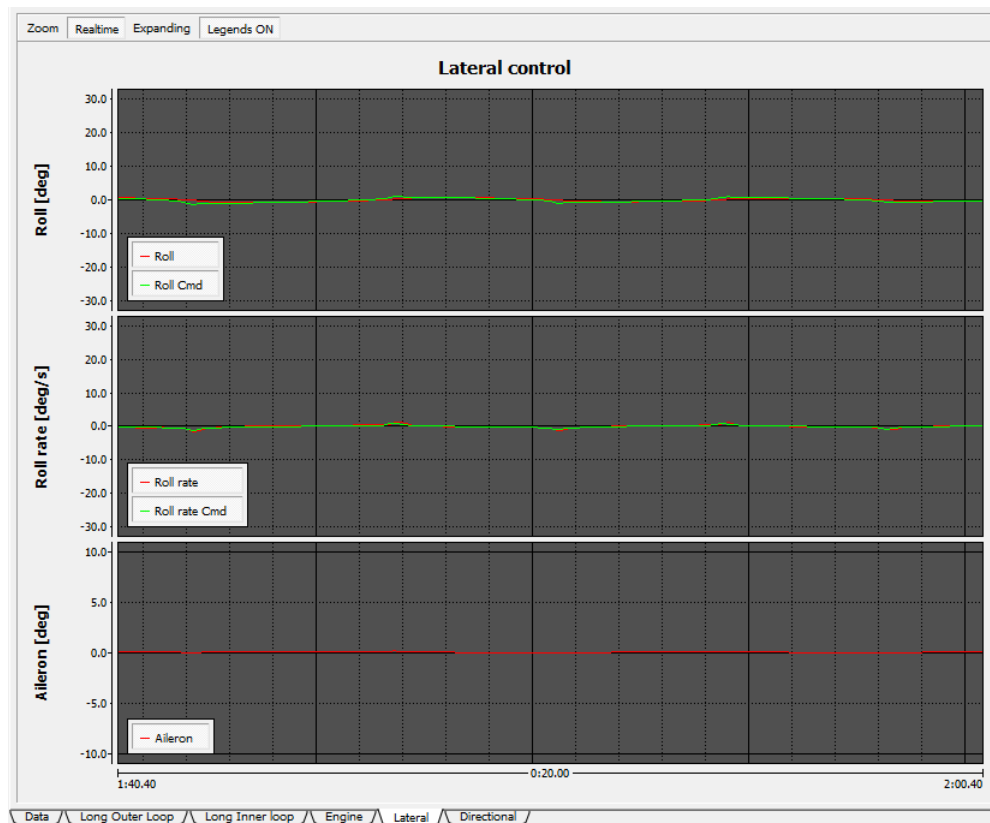


Figura A.5: Display do *DevInterface*.

Assim, o registo dos dados, ao longo da dissertação, foi realizado através do *DevInterface*. Esta aplicação não se inicia automaticamente com o PCC, sendo necessária conectá-la com o simulador. Para isso, é necessário iniciar a aplicação e conectar ao servidor *localhost:2001*.

- Depois de iniciado o *DevInterface*, o PCC tem a capacidade de aumentar a taxa de registo dos dados de telemetria. Dada a importância dos dados para a dissertação, considerou-se relevante, colocar a taxa de telemetria no máximo permitido pelo software. A janela do *System* (Figura A.6), acedida no PCC, em *Window > Status Window > System*, permite alterar a taxa de telemetria.

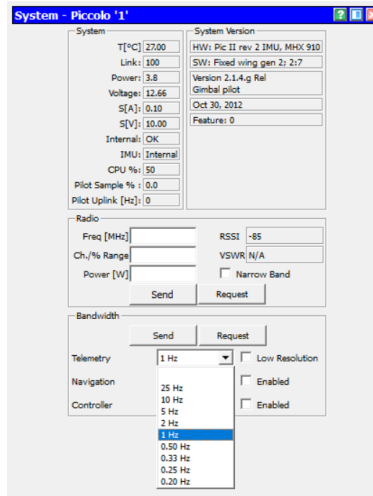


Figura A.6: Janela do *System*.

Na Figura A.6, é perceptível que a taxa de telemetria pode assumir diversos valores, no intervalo $[0.20; 25] \text{ Hz}$. Desta forma, a taxa de telemetria seleccionada é a de 25 Hz. Porém, verificou-se que a taxa de telemetria dos dados registados não alcançava esse valor, sendo apenas, aproximadamente, de 2 Hz. Uma taxa de telemetria baixa pode provocar que determinados momentos de voo não sejam registados, e, conseqüentemente, afectar os resultados.

De modo a colmatar este problema, colocou-se a hipótese de utilizar um computador com maior desempenho, por forma a averiguar se existiam melhorias. Desta maneira, utilizou-se um computador da AFA com elevado desempenho, para registar os dados de telemetria. E verificou-se que a taxa de telemetria no computador da AFA é, sensivelmente, 5 vezes mais rápida que a obtida anteriormente, ou seja, de 10 Hz. Contudo, mesmo assim, não se conseguiu obter a taxa de telemetria desejada de 25 Hz.

Porém, considerou-se que a taxa de telemetria de 10 Hz, não sendo a ideal, já é suficiente para obter melhores resultados, como mostram os gráficos seguintes:

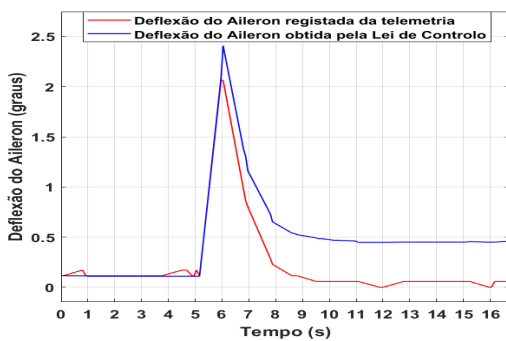


Figura A.7: Deflexão dos Ailerons para uma Taxa de 2 Hz.

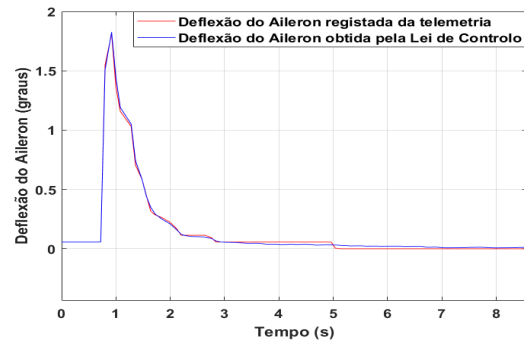


Figura A.8: Deflexão dos Ailerons para uma Taxa de 10 Hz.

Em ambos os gráficos, a linha a vermelho representa a deflexão dos ailerons registada pelo *DevInterface* e, a linha a azul, a deflexão dos ailerons calculada através da lei de controlo dos ailerons, em resposta a um *step* de *Bank Angle*. Os resultados da Figura A.7 foram obtidos para uma taxa de telemetria de 2 Hz, enquanto que os da Figura A.8 são referentes aos registados no computador da AFA, a uma taxa de telemetria de 10 Hz. Como é perceptível na Figura A.8, existe um melhor seguimento, comparativamente à situação da Figura A.7.

Concluindo, os resultados obtidos são significativamente melhores, para uma taxa de telemetria de 10 Hz. Posto isto, todas as simulações foram realizadas no computador da AFA.

- Por último, antes de se iniciar o registo dos dados, para cada capítulo, a aeronave foi colocada a voar, segundo as seguintes condições de voo:
 - Voo rectilíneo e uniforme;
 - Velocidade próxima da velocidade cruzeiro ($20m/s$);
 - Altitude constante no intervalo entre 400 a 600 metros;
 - Asas niveladas, ou seja, o *Bank Angle* a zero.

B

**Anexo B - Modelo Computacional
da Dinâmica Lateral do UAV
ANTEX-X02 Alfa 07 Simulado**

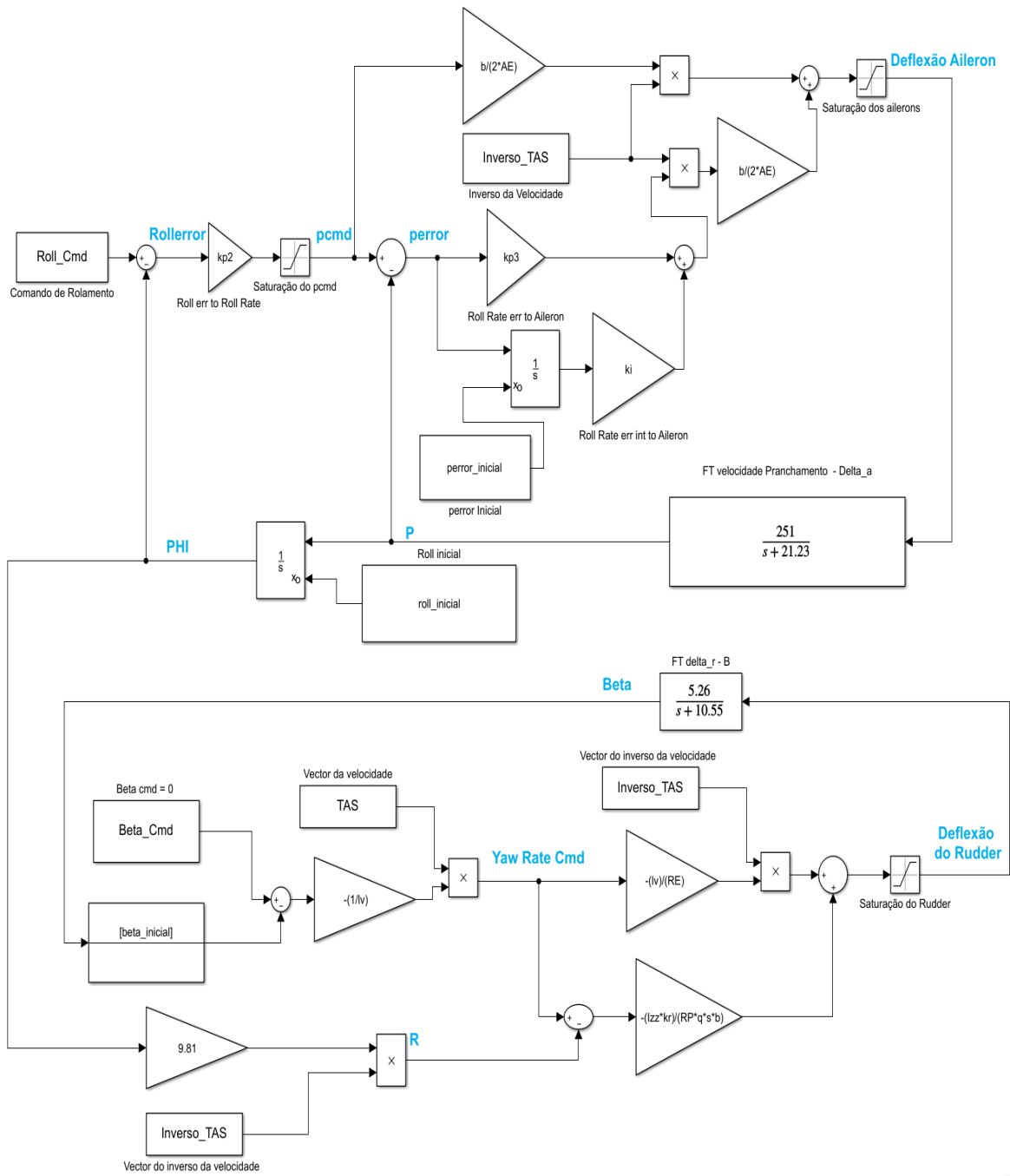


Figura B.1: Modelo Computacional da Dinâmica Lateral do UAV Alfa 07 Simulado.

C

**Anexo C - Modelo Computacional
da Dinâmica Lateral do UAV
ANTEX-X02 Alfa 07 Real**

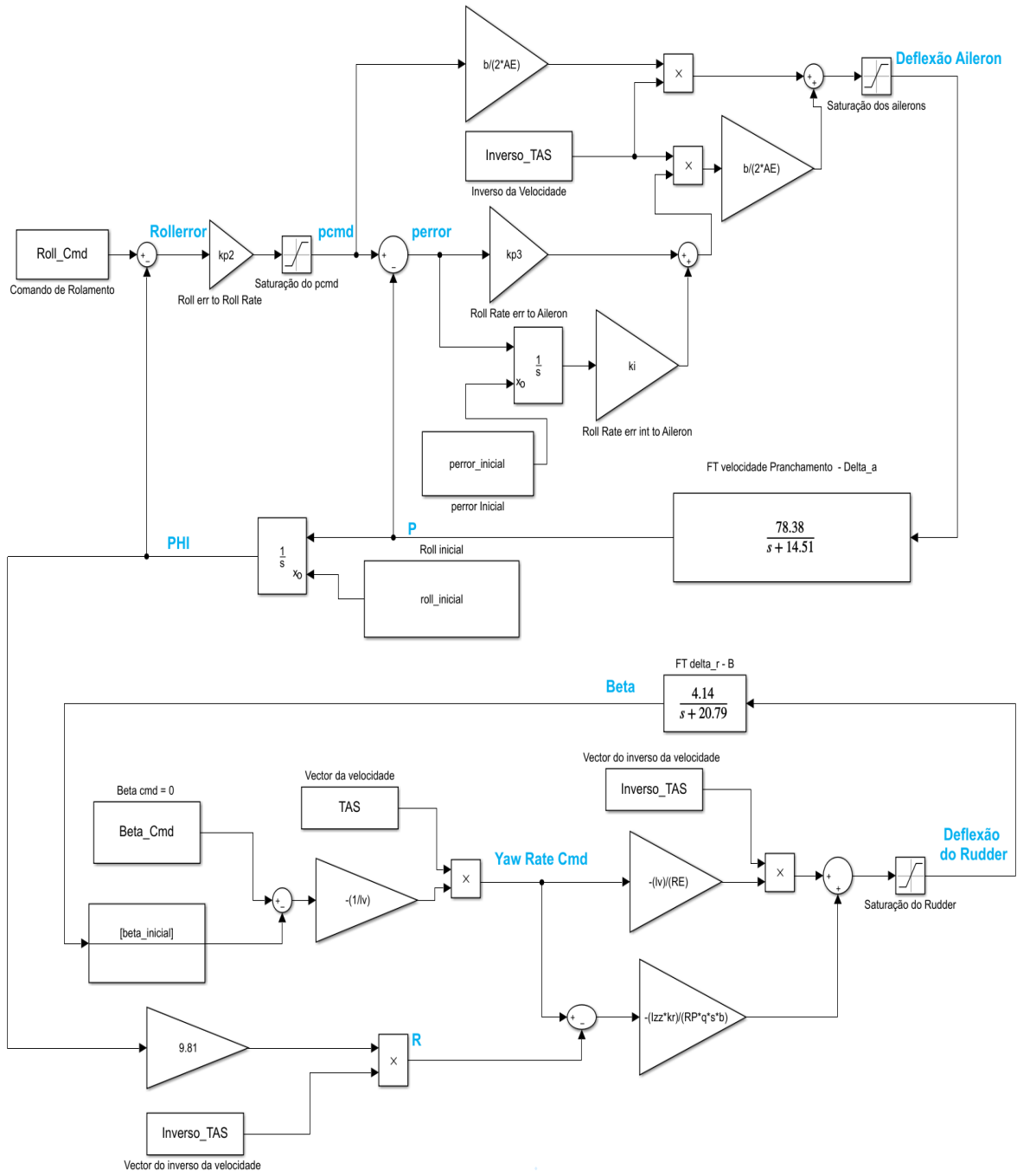


Figura C.1: Modelo Computacional da Dinâmica Lateral do UAV Alfa 07 Real.